MANUEL DE VOL
DA 40 D

Catégorie d'utilisation : **Normale, Utilitaire**
Classification : **JAR-23**
Numéro de série : ________
Immatriculation : ________
Doc. No. : **6.01.05-F**
Date d'édition : **22 Novembre 2002**

Certificat de navigabilité de type : IM 251 avec extension de type délivrée le 26 mai 2003

Approbation DGAC :

Ce manuel de vol est la traduction en français du manuel de vol original en anglais approuvé par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG).

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUSTRIA

Remarque importante :

Ce manuel de vol en français est la traduction la plus fidèle possible des chapitres 1à 9 du manuel de vol original en Anglais. Le chapitre 0 est adapté aux spécificités de la présentation dudit manuel.
La numérotation anglaise des révisions et additifs a été conservée pour l'élaboration du manuel en français.
Par exemple : la révision 3 du Flight Manual DA40-D correspond au manuel de vol DA40-D français. Il en va de même pour toutes les révisions temporaires, les modifications obligatoires ou optionnelles (MÄM ou AÖM).

Page d'approbation originale :

Diamond AIRCRAFT

AIRPLANE FLIGHT MANUAL
DA 40 D

Airworthiness Category	**: Normal, Utility**
Requirement	**: JAR-23**
Serial Number	: ________
Registration	: ________
Doc. No.	**: 6.01.05-E**
Date of Issue	**: 11 November 2002**

Signature :
Authority :
AUSTRO CONTROL GmbH
Abteilung Flugtechnik
Zentrale
Stamp : A-1030 Wien, Schnirchgasse 11
Date of approval : 22 NOV. 2002

This Airplane Flight Manual has been approved for the Joint Aviation Authorities (JAA) by the Austrian Civil Aviation Authority Austro Control (ACG) as Primary Certification Authority (PCA) in accordance with the JAA Certification Procedures of the Joint Aviation Authorities (JAA JC/VP).

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUSTRIA

Page 0 - 0

Préface:

Nous vous remercions d'avoir porté votre choix sur le DIAMOND DA 40 D.

Le fait de maîtriser totalement l'environnement de votre avion augmente naturellement la sécurité et l'agrément qu'il vous procure. Prenez le temps de vous familiariser avec le nouveau DA40 D.

Cet avion doit être utilisé conformément aux procédures et aux limitations d'utilisations définies dans le manuel de vol.

Avant d'utiliser cet avion pour la première fois, le pilote doit se familiariser avec la totalité du contenu de ce manuel de vol.

Si vous avez acquis votre DIAMOND DA40D d'occasion, merci de nous faire part de votre adresse, afin de vous tenir au courant des publications concernant d'éventuelles révisions ou notes techniques sur votre appareil.

0.1 ENREGISTREMENT DES REVISIONS

Toute révision de ce manuel, à l'exception des:

- Révisions temporaires,
- Mises à jour du niveau d'équipement de l'appareil (Section 1.1),
- Mises à jour de la fiche de pesée (Section 6.3),
- Mises à jour de la liste d'équipements (Section 6.5) et mises à jour de la liste des suppléments (Section 9.2)

doit être indiquée dans les pages "révisions" et visée par la DGAC.

Le texte corrigé ou inséré est repéré par une ligne verticale noire en marge gauche. Le numéro de la révision et la date sont inscrits en bas de page.

Si des pages révisées contiennent des informations relatives à un équipement particulier de votre appareil (parmis les quatres points cités précédemment), il conviendra de reporter manuellement ces informations sur les nouvelles pages.

Des révisions temporaires, le cas échéant, seront rajoutées derrière la page de couverture de ce manuel. Les révisions temporaires ont pour but de fournir des informations sur les systèmes ou les équipements de l'appareil en attendant la prochaine révision permanente de ce manuel.

Lorsqu'une révision ''permanente'' intègre définitivement les modifications obligatoires ou optionnelles (Mandatory ou Optional Design Change Advisory MÄM ou OÄM), alors la révision temporaire associée est caduque.

Par exemple: si la révision 5 intègre l'OÄM 40-039, la révision temporaire TR-OÄM-40-039 est alors remplacée par la révision 5 permanente.

Rev. No.	Raison	Section	Page(s)	Date de révision	Date d'approbation par l'autorité primaire du document original	Date de visa par la DGAC
1	OÄM 40-105 OÄM 40-106	toutes	toutes	07 Mars 2003	07/03/2003 par Andreas Winkler ACG	
2	OÄM 40-096 OÄM 40-130	1, 2, 4a, 5, 6, 7	1-2 2-1,2-11,2-19,20,21,22,23, 24,25,26 4A-3 5-24 6-1,6,5,6-8,6-9 10,11,12,13,14, 15,16,17,18 7-1,7-26,7-27, 7-28,29,30, 31,32,33,34,35, 36,37,38,39,40, 41,42,43,44	30 Avril 2003	08/05/2003 par Andreas Winkler ACG	
3	OÄM 40-099 OÄM 40-118 OÄM 40-132 OÄM 40-136 OÄM 40-137 OÄM 40-142 OÄM 40-143 OÄM 40-144 OÄM 40-145 OÄM 40-148 OÄM 40-149	1,2,3,4 a,4b,5, 6,7,9	1-13, 1-14,2-1,2-6,2-8,2-16 à 2-28,3-2,3-22,3-29,3-31,4a-1,4a14 à 4a-23, 4b-5, 4b-12, 5-1,5-6 à 5-25, 6-3,6-15 à 6-20 7-1, 7-9 à 7-51,9-1,9-3 à 9-6	26 Mai 2003	18/06/2003 par Andreas Winkler ACG	

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	0-0	26-mai-03
	0-1	26-mai-03
	0-2	26-mai-03
	0-3	26-mai-03
	0-4	26-mai-03
	0-5	26-mai-03
	0-6	26-mai-03
	0-7	26-mai-03
	0-8	26-mai-03
	0-9	26-mai-03
	0-10	26-mai-03
1	1-1	03-mar-03
	1-2	30-avr-03
	1-3	03-mar-03
	1-4	03-mar-03
	1-5	03-mar-03
	1-6	03-mar-03
	1-7	03-mar-03
	1-8	03-mar-03
	1-9	03-mar-03
	1-10	03-mar-03
	1-11	03-mar-03
	1-12	03-mar-03
	1-13	26-mai-03
	1-14	26-mai-03
	1-15	03-mar-03
	1-16	03-mar-03
	1-17	03-mar-03
	1-18	03-mar-03
	1-19	03-mar-03
	1-20	03-mar-03

Section	Page	Date
2	2-1	26-mai-03
	appr. 2-2	03 mar-03
	appr. 2-3	03-mar-03
	appr. 2-4	03-mar-03
	appr. 2-5	03-mar-03
	appr. 2-6	26-mai-03
	appr. 2-7	03-mar-03
	appr. 2-8	26-mai-03
	appr. 2-9	03-mar-03
	appr. 2-10	03-mar-03
	appr. 2-11	30-avr-03
	appr. 2-12	03-mar-03
	appr. 2-13	03-mar-03
	appr. 2-14	03-mar-03
	appr. 2-15	03-mar-03
	appr. 2-16	26-mai-03
	appr. 2-17	26-mai-03
	appr. 2-18	26-mai-03
	appr. 2-19	26-mai-03
	appr. 2-20	26-mai-03
	appr. 2-21	26-mai-03
	appr. 2-22	26-mai-03
	appr. 2-23	26-mai-03
	appr. 2-24	26-mai-03
	appr. 2-25	26-mai-03
	appr. 2-26	26-mai-03
	appr. 2-27	26-mai-03
	appr. 2-28	26-mai-03

Section	Page	Date
3	3-1	03-mar-03
	3-2	26-mai-03
	3-3	03-mar-03
	3-4	03-mar-03
	3-5	03-mar-03
	3-6	03-mar-03
	3-7	03-mar-03
	3-8	03-mar-03
	3-9	03-mar-03
	3-10	03-mar-03
	3-11	03-mar-03
	3-12	03-mar-03
	3-13	03-mar-03
	3-14	03-mar-03
	3-15	03-mar-03
	3-16	03-mar-03
	3-17	03-mar-03
	3-18	03-mar-03
	3-19	03-mar-03
	3-20	03-mar-03
	3-21	03-mar-03
	3-22	26-mai-03
	3-23	03-mar-03
	3-24	03-mar-03
	3-25	03-mar-03
	3-26	03-mar-03
	3-27	03-mar-03
	3-28	03-mar-03
	3-29	26-mai-03
	3-30	03-mar-03
	3-31	26-mai-03

Section	Page	Date
4A	4A-1	26-mai-03
	4A-2	03-mar-03
	4A-3	30-avr-03
	4A-4	03-mar-03
	4A-5	03-mar-03
	4A-6	03-mar-03
	4A-7	03-mar-03
	4A-8	03-mar-03
	4A-9	03-mar-03
	4A-10	03-mar-03
	4A-11	03-mar-03
	4A-12	03-mar-03
	4A-13	03-mar-03
	4A-14	26-mai-03
	4A-15	26-mai-03
	4A-16	26-mai-03
	4A-17	26-mai-03
	4A-18	26-mai-03
	4A-19	26-mai-03
	4A-20	26-mai-03
	4A-21	26-mai-03
	4A-22	26-mai-03
	4A-23	26-mai-03

Section	Page	Date
4B	4B-1	03-mar-03
	4B-2	03-mar-03
	4B-3	03-mar-03
	4B-4	03-mar-03
	4B-5	26-mai-03
	4B-6	03-mar-03
	4B-7	03-mar-03
	4B-8	03-mar-03
	4B-9	03-mar-03
	4B-10	03-mar-03
	4B-11	03-mar-03
	4B-12	26-mai-03
	4B-13	03-mar-03
	4B-14	03-mar-03
	4B-15	03-mar-03
	4B-16	03-mar-03
	4B-17	03-mar-03
	4B-18	03-mar-03
	4B-19	03-mar-03

Section	Page	Date
5	5-1	26-mai-03
	5-2	03-mar-03
	5-3	03-mar-03
	5-4	03-mar-03
	5-5	03-mar-03
	5-6	26-mai-03
	5-7	26-mai-03
	5-8	26-mai-03
	5-9	26-mai-03
	5-10	26-mai-03
	5-11	26-mai-03
	5-12	26-mai-03
	5-13	26-mai-03
	5-14	26-mai-03
	5-15	26-mai-03
	5-16	26-mai-03
	5-17	26-mai-03
	5-18	26-mai-03
	5-19	26-mai-03
	5-20	26-mai-03
	5-21	26-mai-03
	5-22	26-mai-03
	5-23	26-mai-03
	5-24	26-mai-03
	5-25	26-mai-03

Section	Page	Date
6	6-1	30-avr-03
	6-2	03-mar-03
	6-3	26-mai-03
	6-4	03-mar-03
	6-5	30-avr-03
	6-6	03-mar-03
	6-7	03-mar-03
	6-8	30-avr-03
	6-9	30-avr-03
	6-10	30-avr-03
	6-11	30-avr-03
	6-12	30-avr-03
	6-13	30-avr-03
	6-14	30-avr-03
	6-15	26-mai-03
	6-16	26-mai-03
	6-17	26-mai-03
	6-18	26-mai-03
	6-19	26-mai-03
	6-20	26-mai-03

Section	Page	Date
7	7-1	26-mai-03
	7-2	03-mar-03
	7-3	03-mar-03
	7-4	03-mar-03
	7-5	03-mar-03
	7-6	03-mar-03
	7-7	03-mar-03
	7-8	03-mar-03
	7-9	26-mai-03
	7-10	26-mai-03
	7-11	26-mai-03
	7-12	26-mai-03
	7-13	26-mai-03
	7-14	26-mai-03
	7-15	26-mai-03
	7-16	26-mai-03
	7-17	26-mai-03
	7-18	26-mai-03
	7-19	26-mai-03
	7-20	26-mai-03
	7-21	26-mai-03
	7-22	26-mai-03
	7-23	26-mai-03
	7-24	26-mai-03
	7-25	26-mai-03
	7-26	26-mai-03
	7-27	26-mai-03
	7-28	26-mai-03
	7-29	26-mai-03
	7-30	26-mai-03
	7-31	26-mai-03
	7-32	26-mai-03

Section	Page	Date
7	7-33	26-mai-03
	7-34	26-mai-03
	7-35	26-mai-03
	7-36	26-mai-03
	7-37	26-mai-03
	7-38	26-mai-03
	7-39	26-mai-03
	7-40	26-mai-03
	7-41	26-mai-03
	7-42	26-mai-03
	7-43	26-mai-03
	7-44	26-mai-03
	7-45	26-mai-03
	7-46	26-mai-03
	7-47	26-mai-03
	7-48	26-mai-03
	7-49	26-mai-03
	7-50	26-mai-03
	7-51	26-mai-03
8	8-1	03-mar-03
	8-2	03-mar-03
	8-3	03-mar-03
	8-4	03-mar-03
	8-5	03-mar-03
	8-6	03-mar-03
	8-7	03-mar-03
	8-8	03-mar-03
	8-9	03-mar-03
	8-10	03-mar-03
	8-11	03-mar-03

Section	Page	Date
9	9-1	26-mai-03
	9-2	03-mar-03
	9-3	26-mai-03
	9-4	26-mai-03
	9-5	26-mai-03
	9-6	26-mai-03

0.3 TABLE DES MATIERES



SECTION 1
GENERALITES



1.1 INTRODUCTION

Ce manuel de vol a été conçu pour fournir aux pilotes et instructeurs l'information nécessaire à une utilisation sûre et efficace du DA 40 D.
Ce manuel contient les éléments que la norme JAR-23 impose de fournir aux pilotes. Au delà de cela, il contient de nouvelles données et le mode d'emploi qui, pour le constructeur, peut être utile au pilote.

Ce manuel de vol est valable pour tous les N° de série. Le niveau d'équipement et de modification (détail de conception) peut varier d'un N° de série à l'autre. Cependant, certaines des informations contenues dans ce manuel de vol sont applicables indépendamment de leur niveau d' équipement et de modification respectifs. L'équipement exact de votre N° de série est enregistré dans l'inventaire des équipements de la section 6.5. Le niveau de modification est enregistré dans le tableau suivant (autant que nécessaire dans ce manuel de vol).

Modification	Source	Installé	
silencieux	OÄM 40-096	☐ Oui	☐ Non
Réservoirs Long Range	OÄM 40-130	☐ Oui	☐ Non
		☐ Oui	☐ Non
		☐ Oui	☐ Non
		☐ Oui	☐ Non

Ce manuel doit être à bord en permanence. Il est rangé dans le vide poche du siège avant gauche.

ATTENTION
Le DA 40 D est un avion monomoteur. Quand les limitations opérationnelles et les exigences de maintenance sont respectées, il a le haut degré de fiabilité qui est exigé par la base de certification. Néanmoins une panne moteur n'est pas totalement impossible. Pour cette raison, les vols de nuit, au dessus de la couche, en conditions IMC ou au dessus de zones sans possibilité d'atterrissage constituent un risque. Il est fortement recommandé de choisir la route et l'heure du vol afin de minimiser les risques.

1.2 BASES DE CERTIFICATION

Cette aéronef a été certifié en conformité selon les procédures JAA JC/VP. La base de certification est le JAR 23, publié le 11 Mars 1994, incluant l'amendement 1, ainsi que les spécifications supplémentaires tel que décrit dans la CRI A-01.

1.3 LEXIQUE

Les définitions suivantes s'appliquent aux mentions "avertissement", "attention", "remarque", utilisés dans ce manuel de vol.

AVERTISSEMENT
Signifie que le non respect de la procédure correspondante conduit à une dégradation immédiate ou importante de la sécurité du vol.

ATTENTION
Signifie que le non respect de la procédure correspondante conduit à une dégradation mineure ou à plus ou moins long terme de la sécurité du vol.

REMARQUE
Attire l'attention sur un point particulier non directement lié à la sécurité mais qui est important ou inhabituel.

1.4 DIMENSIONS

DIMENSIONS GENERALES

Envergure	: 11.94 m
Longueur	: 8.01 m
Hauteur	: 1.97 m

AILES

Profil d'aile	: Wortmann FX 63-137/20 –W4
Surface portante	: 13.54 m²
Corde aérodynamique moyenne	: 1.121 m
Allongement	: 10.53
Dièdre	: 5°
Flèche du bord d'attaque	: 1°

AILERON

Surface	: 0.654 m²

VOLETS

Surface	: 1.56 m²

EMPENNAGE HORIZONTAL

Surface	: 2.34 m²
Surface de la gouverne de profondeur	: 0.665 m²
Angle d'incidence	: -3°/référence horizontale du fuselage



EMPENNAGE VERTICAL

Surface	:	1.60 m²
Surface de la gouverne de direction	:	0.47 m²

TRAIN D'ATTERRISSAGE

Voie	:	2.97 m
Empattement		1.68 m
Roue avant	:	5.00-5; 6 PR,120 mph
Roues principales	:	6.00-6; 6 PR,120 mph

1.5 LISTE DES ABREVIATIONS

a) vitesses

CAS : Vitesse corrigée = Vitesse indiquée corrigée des erreurs instrumentales et des erreurs dues à l'installation. CAS égale TAS dans les conditions d'atmosphère standard au niveau de la mer.

KCAS : CAS en nœuds.

IAS : Vitesse indiquée.(Indicated Airspeed) vitesse lue sur l'anémomètre.

KIAS : IAS en nœuds.

TAS : Vitesse vraie = vitesse corrigée (CAS) des erreurs liées à l'altitude et à la température.(True Airspeed)

V_A : Vitesse de manœuvre = Vitesse au delà de laquelle les gouvernes ne doivent pas être braquées à fond. (Maneuvering speed)

V_C : Vitesse de calcul en croisière. (Maximum cruising speed) on ne peut la dépasser qu'en air calme et avec précaution.

V_{FE} : Vitesse maxi volets sortis. Cette vitesse ne doit pas être dépassée volets sortis.

V_{NE} : Vitesse à ne jamais dépasser en air calme. Cette vitesse ne doit en aucun cas être dépassée.

V_{NO} : Vitesse structurale maxi de croisière en air calme, on ne peut la dépasser qu'en air calme et avec précaution.

V_S :Vitesse de décrochage (stalling speed)

V_{SO} :Vitesse de décrochage (stalling speed), en configuration Atterrissage.

V_X : Vitesse de pente maxi.

V_Y : Vitesse du meilleur taux de monté.

b) Abréviations météorologiques.

ISA : Atmosphère standard internationale. La température au niveau moyen de la mer est de de 15°, la pression atmosphérique au niveau de la mer est de 1013.25 hPa, la température varie avec l'altitude de -6.5°par 1000 mètres jusqu'a -56.5°et de 0° par 1000 m au dessus de -56.5°.

MSL : Niveau moyen de la mer

OAT : Température de l'air extérieur (Outside Air Température.)

QNH : Pression atmosphérique théorique rapportée au niveau de la mer, par rapport à la pression mesurée au sol.

Altitude pression indiquée:
Altitude lue avec un altimètre calé à 1013 hPa

Altitude pression:
Altitude au dessus du niveau moyen de la mer indiquée par un altimètre barométrique réglé à 1013.25. L'altitude pression est l'altitude indiquée corrigée des erreurs instrumentales.

Dans ce manuel les erreurs instrumentales des altimètres sont négligeables.

Altitude densité:
Altitude en condition ISA, à laquelle la densité de l'air est égale à la densité de l'altitude considérée.

Vent: Les vitesses de vent utilisées dans les diagrammes de ce manuel doivent faire référence aux composantes de vent de face ou de vent arrière mesurées.

c) Performances et utilisations.

Composante de vent de travers démontré:
Vitesse maximum du vent de travers à laquelle la manœuvrabilité de l'aéronef, pendant le décollage et l'atterrissage, a été démontrée lors des vols de certification de type.

MET: Temps, conseils météorologiques.

NAV: Navigation, plan de vol.

d) Pesée et centrage.

DP: Plan de référence; plan vertical imaginaire où toutes les distances de calcul du centrage sont mesurées

Bras de levier:
Distance horizontale du centre de gravité d'un élément par rapport au plan de référence.

Moment: La masse d'un composant multipliée par son bras de levier

CG: Centre de gravité, point d'équilibre des masses de l'aéronef sa distance par rapport au plan de référence est calculée en divisant le moment global par la masse totale.

Position du centre de gravité:
C'est la distance du plan de référence au centre de gravité .Elle est déterminée en divisant la somme des moments par la masse totale.

Limites de centrage:
Zone d'évolution du CG avion, à une masse donnée, dans laquelle l'avion doit être utilisé.

Carburant utilisable:
C'est la quantité de carburant disponible pour le calcul de l'autonomie.

Carburant inutilisable:
C'est la quantité de carburant restant toujours dans le réservoir, qui ne peut pas être utilisée.

Masse à vide : masse de l'aéronef incluant le carburant inutilisable, le liquide de refroidissement, le liquide de frein, et la quantité maxi d'huile moteur.

Charge utile: c'est la différence entre la masse au décollage et la masse à vide.

Masse maxi au décollage: masse maxi autorisée pour le décollage.

Masse maxi à l'atterrissage: masse maxi à l'atterrissage dans les conditions de vitesse verticale maximum.
Cette vitesse à été employée pour le calcul de résistance du train d'atterrissage , et pour déterminer ainsi les efforts sur les atterrisseurs lors d'un atterrissage particulièrement dur.

e) Groupe motopropulseur.

AED: (Auxiliary Engine Display) écran secondaire paramètres moteur

CED: (Compact Engine Display) écran compact paramètres moteur

CT: (Coolant Temperature) température de liquide de refroidissement

ECU: (Engine Control Unit) Unité de contrôle moteur

FADEC: (Full Authority Digital Engine Control) unité de contrôle digital du moteur à pleine autorité

GT: (Gearbox Temperature) température réducteur

LOAD: puissance moteur en pourcentage calculée par rapport à la puissance maxi continue

OP: (Oil Pressure) pression d’huile (mesurée dans le système de lubrification du moteur)

OT: (Oil Temperature) température d’huile (mesurée dans le système de lubrification du moteur)

RPM: (Revolutions per minute) tours par minute de l’hélice

f) Désignation des disjoncteurs de circuit électrique sur le tableau de bord

BUS essentiel:

ESS. AV.	Bus avionique essentiel
FLAPS	Flaps
HORIZON	Horizon artificiel
ANNUN	panneau annonciateur
INST.1	panneau instrument moteur
PITOT	réchauffage sonde Pitot
LANDING	phare d'atterrissage
FLOOD	phare de roulage
ESS. TIE	Bus d'interconnexion

MASTER CONTROL Contacteur principal (contacteur avionique, contacteur bus essentiel, relais d'avionique essentielle, relais d'interconnexion des bus, relais principal d'avionique).

BUS principal:

PWR	Power
MAIN TIE	Bus Interconnexion
FAN/OAT	ventilateur/température extérieure
T&B	bille et indicateur de virage
DG	gyro directionnel
INST. LT	éclairage instruments

TAXI/MAP	phare de roulage/ lampe carte
POSITION	feux de position
STROBE	lampe anti-collision
START	démarreur
XFER PUMP	pompe de transfert carburant
FUEL PUMP	pompe carburant
AV. BUS	Bus Avionique
2. HORIZON	2ième horizon artificiel

MAIN AV. BUS:

GPS/NAV2	récepteur GPS et NAV 2
COM2	Radio COM No. 2
AUTO PILOT	Pilote automatique
ADF	radiocompas
DME	récepteur DME

ESSENTIAL AV. BUS:

COM1	Radio COM No. 1
GPS/NAV1	récepteur GPS et NAV 1
XPDR	Transpondeur

MAIN AV. BUS:

_____	Vide
_____	Vide
_____	Vide
Wx500	Radar Météo
AUDIO	Panel Audio

ECU BUS:

ECU ALT	relais d'alternateur ECU
ECU A	ECU A
ECU B	ECU B

g) Equipement

ELT: Balise de détresse

h) Modifications de conception

MÄM:	Modification obligatoire
OÄM	Modification optionnelle

g) Divers

ACG: Austro Control GmbH

ATC: Contrôle aérien.(Air traffic control)

JAR:	Règles de certification aéronautiques communes.(Joint aviation Requierments).
JC/VP	Certification commune / procédures de validation.
PCA	Autorité primaire de certification
DAI	Diamond Aircraft Industrie

CFRP : fibre de verre carbone/epoxy

GFRP : fibre de verre/epoxy

1.6 UNITES DE MESURE

1.6.1 FACTEURS DE CONVERSION

Dimension	Unités SI	Unités US		Conversion
Longueur	[mm] millimètres [m] mètres [km] Kilomètres	[in] [ft] [NM]	inches feet milles nautique	mm] / 25.4 = [in] [m] /0.3048 = [ft] [km] /1.852 = [NM]
Volume	[l] litres	[US gal] [qts]	US gallons US quarts	[l] / 3.7854 = [US gal] [l] / 0.9464 = [qts]
Vitesse	[km/h] Kilomètres par heure [m/s] mètres par seconde	[kts] [mph] [fpm]	Nœuds Milles / heure Pieds / minutes	[km/h] / 1.852 = [kts] [km/h] / 1.609 = [mph] [m/s] x 196.85 = [fpm]
Vitesse de rotation	[RPM] Révolutions par minutes			--
Masse	[kg]kilogrammes	[lb]	pounds	[kg] x 2.2046 = [lb]
Force, Poids	[N] newtons	[lbf]	Pounds force	[N] x 0.2248 =[lbf]
Pression	[hPa]hectopascals [mbar] [bar]	[inHg] [psi]	Inches de mercure Pounds par quart d'inches	[hPa] = [mbar] [hpa] / 33.86 = [inHg] [bar] x 14.504 = [psi]
Température	[°C] degrés Celsius	[°F]	Degrés fahrenheit	[°C] x 1.8+32=[°F] ([°F]-32)/1.8 = [°C°]

Dimension	Unités SI	Unités US	Conversion
Intensité du courant électrique	[A] Ampères		--
Charge Electrique (capacité batterie)	[Ah] ampère heures		--
Voltage	[V] volts		--
Temps	[sec] secondes		--

1.6.2 CHARTE DE CONVERSION / LITRES / US GALLONS

Litres	US Gallons		US Gallons	Litres
5	1.3		1	3.8
10	2.6		2	7.6
15	4.0		4	15.1
20	5.3		6	22.7
25	6.6		8	30.3
30	7.9		10	37.9
35	9.2		12	45.4
40	10.6		14	53.0
45	11.9		16	60.6
50	13.2		18	68.1
60	15.9		20	75.7
70	18.5		22	83.3
80	21.1		24	90.9
90	23.8		26	98.4
100	26.4		28	106.0
110	29.1		30	113.6
120	31.7		32	121.1
130	34.3		34	128.7
140	37.0		36	136.3
150	39.6		38	143.8
160	42.3		40	151.4
170	44.9		45	170.3
180	47.6		50	189.3

1.7. PLAN TROIS VUES

8060 mm (26 ft 5 in)

11940 mm (39 ft 2 in)



1.8 ORIGINE DE LA DOCUMENTATION

Vous trouverez ci après la référence des manuels et autres documentations qui ont été utilisés pour élaborer le manuel de vol du DA 40 D. Cependant, seules les informations données dans le manuel de vol du DA 40 D sont valides.

1.8.1 Moteur et instruments moteur

Adresse: Thielert Aircraft Engines GmbH
Platanenstrasse 14
D-09350 LICHTENSTEIN
Allemagne

Tel: +49-37204-696-90
Fax : +49-37204-696-50

Documents: TAE 125 Operation and Maintenance Manual

1.8.2 Hélice

Adresse: mt-propeller
Airport Straubing Wallmühle
D-94348 ATTING
Allemagne

Tel: +49-9429-9409-0
E-mail: sales@mt-propeller.com
Internet: www.mt-propeller.de

Documents: E-124, Operation and Installation Manual
Hélice à pas variable hydraulique MTV -5, -6, -9, -11, -12, -14, -15, -16, -21, -22, -25

SECTION 2
LIMITATIONS

Pages

2.1 INTRODUCTION

La section 2 mentionne les limites d'emploi, les repères divers portés sur l'instrumentation, ainsi que les plaquettes permettant une utilisation en toute sécurité de l'aéronef, de son groupe motopropulseur et de ses systèmes ou équipements standards.

AVERTISSEMENT
L'utilisation en dehors des limites approuvées n'est pas autorisée.

2.2 VITESSES.

	VITESSE	IAS	REMARQUES
VA	Vitesse de manœuvre	108 KIAS (de 980 kg/2161 lb à 1150 kg/2535 lb) 94 KIAS (de 780 kg/1720 lb à 980 kg/2161 lb)	Au-delà de cette vitesse, ne pas braquer totalement ou brutalement les gouvernes.
VFE	Vitesse maximum volets sortis	Atterrissage: 91 KIAS Décollage: 108 KIAS	Ne pas dépasser cette vitesse avec les volets sortis.
Vno **=** **V**C	Vitesse de croisière maximum	129 KIAS	Ne dépasser cette vitesse qu’en air calme, et seulement avec précaution.
VNE	Vitesse à ne pas dépasser	178 KIAS	Ne dépasser cette vitesse en aucune circonstance.

2.3 MARQUAGE ANEMOMETRIQUE.

MARQUAGE	***IAS***	***REMARQUES***
Arc blanc	49 KIAS - 91 KIAS	Plage de vitesses d'utilisation avec les volets sortis au maximum.
Arc vert	52 KIAS – 129 KIAS	Plage de vitesses de vol standard.
Arc jaune	129 KIAS – 178 KIAS	Plage de vitesses où les manœuvres doivent être exécutées avec prudence et « seulement en air calme ».
Trait radial rouge	178 KIAS	Vitesse maximum autorisée en toutes circonstances.(**VNE)**

2.4 GROUPE MOTOPROPULSEUR

a) Fabricant du moteur : Thielert Aircraft Engines

b) Moteur : TAE 125

c) Limitations de régime

Régime maxi (correspondant à un régime hélice): 2500 T/Min

d) Limitation de la pression d'admission

Puissance maxi au décollage: 99 kW (135 Ch.) à 2300 T/Min.

Puissance maxi en continue: 99 kW (135 Ch.) à 2300 T/Min.

e) Pression d'huile (les valeurs indiquées doivent être corrigées en fonction de l'altitude)

Minimum :	1.2 bar
Maximum :	6.5 bar

f) Quantité d'huile

Minimum :	4,5 litres (environ 4,8 US qts)
Maximum :	6,0 litres (environ 6,3 US qts)
Consommation d'huile Maxi :	0,1litre/heure (environ 0,1 US qts/hr)

g) Température d'huile

Minimum:	-32° C
Maximum:	140°C

h) température du réducteur

Maximum : 120°C

i)Température circuit de refroidissement

Minimum : -32°C

Maximum: :105°C

j) Fabricant de l'hélice : MT Propeller

k) Type d'hélice : MTV-6-A/187-129

l) Diamètre de l'hélice : 187 cm (6ft 2in)

m) Pas de l'hélice (à 0,75 R) : 12° à 28°

n) Qualité de l'huile moteur: SHELL HELIX ULTRA 5W30 synthétique API SL/CF

o) Liquide de refroidissement: Eau distillée / protection anti-gel (BASF Glysantin Protect Plus/G48) 1/1. Le point de congélation est de -36 (-32.8 F)

p) Huile boitier d'hélice: SHELL EP 75W90 API GL-4

avertissement

En cas de baisse importante du niveau d'huile dans le réducteur ou du liquide de refroidissement, la cause doit en être déterminée et le problème réparé par un personnel autorisé.

q) altitude maximum de redémarrage: 6500 ft

2.5 MARQUAGE DES INSTRUMENTS MOTEUR

Les divers repères figurants sur les instruments moteur et la signification du code couleurs qui leur est associé, sont indiqués ci-dessous :

INDICATIONS	**Trait/Arc rouge** (limite basse interdite)	**Trait/Arc jaune** (zone de précaution	**Trait/Arc vert** (Plage d'utilisation normale)	**Trait/Arc jaune** (Zone de précaution)	**Trait/Arc rouge** (Limite supérieure interdite)
RPM	--	--	jusqu'à 2400 t/min	2400 à 2500 t/min	> à 2500 t/min
Pression d'huile	< à 1,2 bar	1,2 à 2,3 bar	2.3 à 5.2 bar	5.2 à 6.5 bar	> à 6.5 bar
Température d'huile	< à -32 °C	-32 à 60 °C	60 à 125 C	125 à 140 °C	> à 140 C
Température liquide de refroidissement	< à -32 °C	-32 à 60 °C	60 à 96 °C	96 à 105 °C	> à 105 C
Température réducteur	--	--	jusqu'à 115 °C	115 à 120 °C	> à 120 C
Charge moteur	--	--	0 - 100 %	--	--
Température du carburant	< à -30 °C	- 30 à -22 C	-22 à 60°C	60 à 65 °C	> à 65 °C
Ampèremètre	--	--	jusqu'à 85 A	85 à 90 A	> à 90 A
Voltmètre	< à 11 V	11 à 12.6 V	12.6 à 15.0 V	15.0 à 15.5 V	> à 15.5 V
Quantité de carburant	< à 0,45 US gal	--	0,45 à 14 US gal	--	--

2.6 VOYANTS D' AVERTISSEMENT, D' ALARME ET DE FONCTIONNEMENT

Les tableaux suivants indiquent la couleur et la signification de chaque voyant d'avertissement, d'alarme et de fonctionnement, situé sur le tableau de bord.

REMARQUE
Le voyant d'alarme ECU BACKUP UNSAFE (batterie de secours ECU déchargée) est situé au-dessus de l'anémomètre sur la planche de bord.

REMARQUE
La section 7.10 inclut une description détaillée des voyants du panneau d'alarme

Couleur et signification des voyants d'alarme (rouge)

Voyant d'alarme (rouge)		**Causes**
Message	**Signification**	
WARNING	Message d'alerte	--
START	Démarreur	Démarreur en fonctionnement ou panne du démarreur qui ne se désengage pas du moteur après la mise en route.
DOOR	Portes	Verrière avant et/ou porte arrière ne sont pas totalement fermées ou verrouillées.
TRIM FAIL	Panne de compensateur	Panne du compensateur automatique du pilote automatique (si installé)
ECU BACKUP UNSAFE	batterie de secours ECU déchargée	La batterie de secours de l'ECU à moins de 70% de sa capacité nominale.

Couleur et signification des voyants d'alarme (ambre)

Voyant d'alarme (ambre)		Causes
Message	Signification	
CAUTION	Avertissement de panne	Voyant associé à une panne
LOW VOLTS	Basse tension	Tension de bord inf. à 12.6 V (± 0.2 V)
ALTERNATOR	alternateur	Panne d'alternateur
ENGINE	moteur	Dépassement des limites du moteur
PITOT	Réchauffe pitot	Réchauffe Pitot OFF ou en panne
LOW FUEL	Peu de carburant	bas niveau réservoir principal
ECU A	ECU A	défaut de l'unité de contrôle moteur 1
ECU B	ECU B	Défaut de l'unité de contrôle moteur 2

Couleur et signification des voyants d'alarme (blanc)

Voyant d'alarme (blanc)		Cause
	Signification	
FUEL TRANS	Pompe de transfert	Pompe de transfert active / transfert du carburant du réservoir aux. vers le principal
GLOW	Bougie de préchauffage	Bougie de préchauffage utilisée

2.7 MASSE

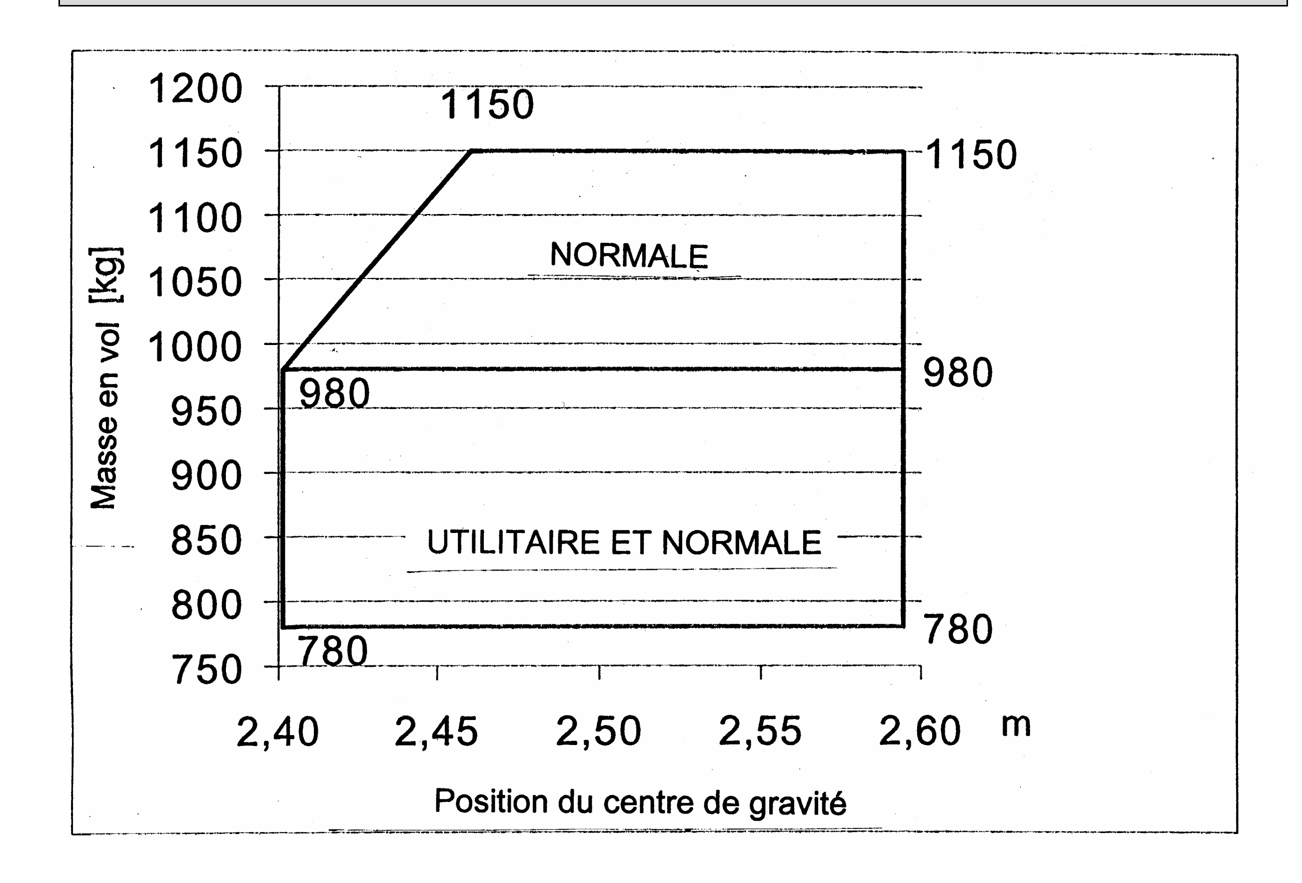
Masse maxi au décollage (catégorie normale)	: 1150 Kg
Masse maxi au décollage (catégorie utilitaire)	: 980 Kg
Masse maxi à l'atterrissage	: 1092 Kg
Masse maxi dans compartiment bagages	: 30 Kg

AVERTISSEMENT

Tout dépassement des masses maxi autorisées peut soumettre l'appareil à des surcharges inacceptables et conduire à une dégradation des qualités de vol et des performances.

REMARQUE

La masse maxi à l'atterrissage est la masse la plus élevée acceptable lors d'un atterrissage à la vitesse de descente maxi.
Cette vitesse a été utilisée dans les calculs de structure pour déterminer les efforts sur le train d'atterrissage pendant un atterrissage particulièrement dur.



2.8 CENTRAGE

Plan de référence

La ligne de référence pour les calculs de centrage est tangente au nez de l'appareil. Elle est verticale lorsque la poutre du fuselage est horizontale avec une cale de 600:31. Le plan de référence se situe 2.194 m en avant du bord d'attaque au niveau du joint aile fuselage.

Limite de centrage

Le centrage en vol doit être situé dans les limites suivantes :

- limite avant :	2.40 m en arrière du plan de référence de 780 kg à 980 kg 2.46 m en arrière du plan de référence à 1150 kg. La variation est linéaire entre ces valeurs
- limite arrière :	
réservoir standard	2,59 m en arrière du plan de référence
réservoir Long Range	2,55 m en arrière du plan de référence

> ***AVERTISSEMENT***
> Les limites de centrage ne doivent en aucun cas être dépassées.

2.9 MANŒUVRES AUTORISEES

Cet aéronef est certifié en catégorie normale et en catégorie utilitaire en accord avec la JAR 23.

Manœuvres autorisées:

a) Catégorie NORMALE:

1) Toutes les manœuvres normales de vol;

2) Décrochages (sauf les décrochages dynamiques); et

3) Huit paresseux, chandelles, virages serrés et manœuvres similaires avec un angle d'inclinaison ne dépassant pas 60°

ATTENTION

La voltige, les vrilles, aussi bien que les manœuvres avec des angles d'inclinaison de plus de 60° sont interdites en catégorie normale

b) Catégorie UTILITAIRE:

1) Toutes les manœuvres normales de vol;

2) Décrochages (sauf les décrochages dynamiques); et

3) Huit paresseux, chandelles, virages serrés et manœuvres similaires avec un angle d'inclinaison ne dépassant pas 90°.

ATTENTION

La voltige, les vrilles, aussi bien que les manœuvres avec des angles d' inclinaison de plus de 90° sont interdites en catégorie utilitaire.

ATTENTION

L'exactitude de l'horizon artificiel gyroscopique et du directionnel gyroscopique, est affectée par les manœuvres autorisées au 3) si les angles d'inclinaison dépassent 60°. De telles manœuvres peuvent donc seulement être effectuées quand les instruments mentionnés ci-dessus ne sont pas exigés par les conditions d'utilisation.

2.10 FACTEURS DE CHARGE

Tableau des facteurs de charge maxi autorisés:

Catégorie normale

	à la **V**A:	à la **V**NE:	Avec les volets en position décollage où atterrissage
Positif	3.8	3.8	2.0
Négatif	-1.52	0	

Catégorie utilitaire

	à la **V**A:	à la **V**NE:	Avec les volets en position décollage ou atterrissage
Positif	4.4	4.4	2.0
Négatif	-1.76	-1.0	

AVERTISSEMENT

Un dépassement des facteurs de charge maxi provoque une surcharge de la structure.

2.11 PLAFOND PRATIQUE

Le plafond pratique démontré est de 5000 mètres (16.400 ft).

Le plafond maximum autorisé en France est de 3800 m, si aucun équipement d'oxygène homologué n’est installé.

2.12 EQUIPAGE

Equipage minimum:	1 (une personne)
Nombre d'occupants maxi:	
Catégorie NORMALE:	4 (quatre personnes)
Catégorie UTILITAIRE:	2 (deux personnes), assises obligatoirement à l'avant.

2.13 CONDITIONS D 'UTILISATION

Le DA 40 D est certifié pour:

*Les vols en VFR de jour
*Les vols en VFR de nuit avec les équipements appropriés
*Les vols en IFR avec les équipements appropriés

Les vols en conditions givrantes connues sont interdits.
Le vol en conditions orageuses connues est interdit.

Liste d'équipement minimum

Le tableau ci-dessous liste le minimum des équipements utiles requis par la norme JAR-23 ainsi que leurs spécificités opérationnelles. Des équipements additionnels peuvent être requis par les autorités nationales et peuvent également dépendre du genre de zones survolées.

	Pour le VFR de jour	En plus pour le VFR de nuit	En plus pour L'IFR
Instruments de vol et de navigation	* Anémomètre * Altimètre * Indicateur de dérapage * Compas magnétique compensable. * Récepteur VOR, ou radio compas automatique, ou GPS Homologué en classe A, B, C, si l'aéronef vole sans contact visuel du sol ou de l'eau. * E/R VHF 25Khz, 760 cx *En zone de type H, un émetteur-récepteur HF. * Radiobalise de détresse automatique.	* Un altimètre sensible et ajustable, d'une graduation de 1000 pieds par tour et avec un indicateur de pression barométrique de référence en hectopascal. * Un variomètre. * Un indicateur gyroscopique de roulis et de tangage (horizon artificiel). * Un deuxième horizon artificiel ou un indicateur gyroscopique de taux de virage avec un indicateur intégré de dérapage (indicateur bille aiguille) alimenté indépendamment du premier horizon. * Un indicateur de dérapage si l'aérodyne est équipé de deux horizons artificiels. * un indicateur gyroscopique de direction (conservateur de cap). * Un transpondeur de bord radar secondaire mode A.	*l'anémomètre doit être muni d'un dispositif destiné à prévenir les effets du givrage. *Un second altimètre. *Le variomètre doit être à butée et gradué en pied par minutes *Une prise de pression statique de secours. *Un thermomètre lisible depuis la place pilote, indiquant la température extérieure *une montre marquant les heures, les minutes, les secondes à affichage digital * Une seconde VHF 25 kHz radio (COMM) * Deux ensembles microphones écouteur, ou deux microphones et un ensemble écouteur et un haut parleur de cabine * Un récepteur VOR-LOC-GP *ADF Récepteur Marker * DME *Le transpondeur de bord doit être mode A+C avec alticodeur ou transpondeur mode S niveau 2. *un deuxième VOR.

	Pour le VFR de jour	En plus pour le VFR de nuit	En plus pour L'IFR
Instruments moteur	* Jauge à carburant * Pression d'huile * T° d'huile * T° liquide de refroidissement * T° huile réducteur * Charge * Compte-tour hélice T° réservoirs carburant droit et gauche *Panneau d'alarme (sur le White Wire)	* Voltmètre * Ampèremètre	
Eclairage		* Feux de navigation * Feux à éclat (feux anticollision) * Phare d'atterrissage * Eclairage instruments * Eclairage du tableau de bord. * Lampe électrique autonome Jeu de fusibles	

	Pour le VFR de jour	En plus pour le VFR de nuit	En plus pour L'IFR
Autres équipements minimum	**a**) Avertisseur de décrochage **b**) Outil de mesure de quantité de carburant (voir 7.10) **c**) Ceintures de sécurité pour chaque siège occupé. **d**) Manuel de vol.	* Système de réchauffage Pitot * Vanne statique de secours	* batterie de secours pour horizon / lampes combiné instruments * Voyant d'alarme batterie ECU de secours déchargée

REMARQUE

Vous trouverez une liste des équipements approuvés dans la section 6

REMARQUE

Pour la mise à niveau VFR de nuit ou IFR d'un avion il ne suffit pas d'installer les équipements exigés. Le rétro fit doit être effectué en accord avec les exigences du constructeur (voir le bulletin service N° OSB 40-001) et les exigences nationales de navigabilité. Chaque équipement supplémentaire (équipement qui n'est pas dans la liste de la section 6.5) doit être également approuvé pour les opérations prévues, par les autorités nationales de navigabilité.

Page laissée blanche intentionnellement

2.14 CARBURANT

Qualité du carburant :	JET A1 (ASTM 1655)	
Quantité de carburant:	Quantité totale:	2x15,0 US gal(2 x 56,8 litres)
(réservoirs standards)	Carburant utilisable:	2x14,0 US gal(2 x 53,0 litres)
Quantité de carburant:	Quantité totale:	2x20,5 US gal(2 x 77,6 litres)
(réservoirs Long Range)	Carburant utilisable:	2x19,5 US gal(2 x 73,8 litres)

Différence maxi admissible entre le réservoir gauche et droit : 9 US gal (env. 34 litres)

ATTENTION :

Si une jauge indique 15 US Gal, la valeur de 19,5 Us Gal doit être prise en compte pour le calcul de la différence entre le réservoir droit et gauche.

2.15 PLAQUETTES DE LIMITATION D 'UTILISATION

Les plaquettes de limitation suivantes doivent être installées. Une liste de toutes les plaquettes de limitation est inclue dans le manuel d'entretien (Doc. N° 6.02.01), Chapitre 11.

Sur le tableau de bord (VFR de jour et VFR de nuit):

Vitesses de manœuvre: **Va = 108 KIAS(de 980 à 1150kg)** **Va = 94 KIAS(de 780 à 980kg)** **Cet aéronef doit être utilisé seulement en accord avec le manuel de vol. Il peut être utilisé en catégorie "NORMALE" et en catégorie "UTILITAIRE", en conditions non givrantes . A condition que les exigences opérationnelles nationales soit remplies et que les équipements appropriés soit installés, cet avion est certifié pour une utilisation VFR de jour, VFR de nuit . Toute manœuvre acrobatique ainsi que les vrilles sont interdites.** **Voir le manuel de vol pour les autres limitations**
INTERDICTION DE FUMER

Sur le tableau de bord (IFR) :

Vitesses de manœuvre: **Va = 108 KIAS(de 980 à 1150kg)** **Va = 94 KIAS(de 780 à 980kg)** **Cet aéronef doit être utilisé seulement en accord avec le manuel de vol. Il peut être utilisé en catégorie "NORMALE" et en catégorie "UTILITAIRE", en conditions non givrantes . A condition que les exigences opérationnelles nationales soit remplies et que les équipements appropriés soit installés, cet avion est certifié pour une utilisation VFR de jour, VFR de nuit et IFR. Toute manœuvre acrobatique ainsi que les vrilles sont interdites.** **Voir le manuel de vol pour les autres limitations**
INTERDICTION DE FUMER

Sur la planche de bord, près des jauges à carburant (version réservoirs Long Range) :

Carburant Maxi utilisable : 2 x 19,5 US Gal

- Carburant maxi indiqué : 2 x 15 US Gal
- Se référer au Manuel de vol pour utiliser la pleine capacité du réservoir
- Différence maxi admissible entre réservoir gauche et droit : 9 US Gal

Près de chacun des deux bouchons de réservoir:

ATTENTION

UTILISER SEULEMENT DU JET FUEL

JET-A1

Voir le manuel de vol

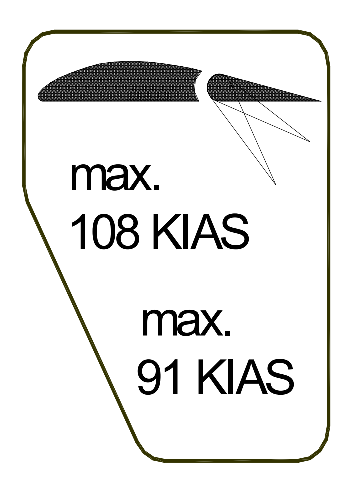
Dans la veine de refroidissement moteur, sur la trappe de remplissage d'huile:



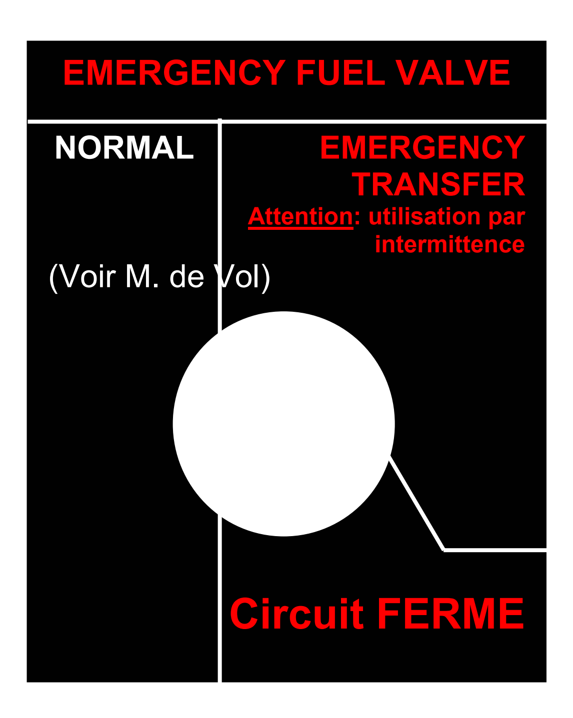
Près du commutateur BUS ESS. :

Ne pas utiliser l'ESS.BUS en opération normale.
Voir manuel de vol

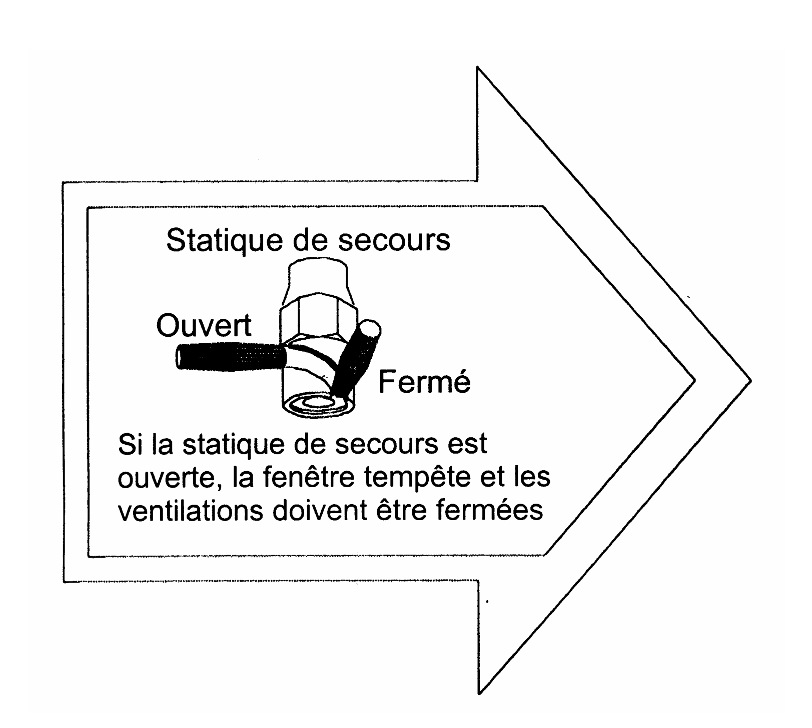
Près du sélecteur de commande des volets:



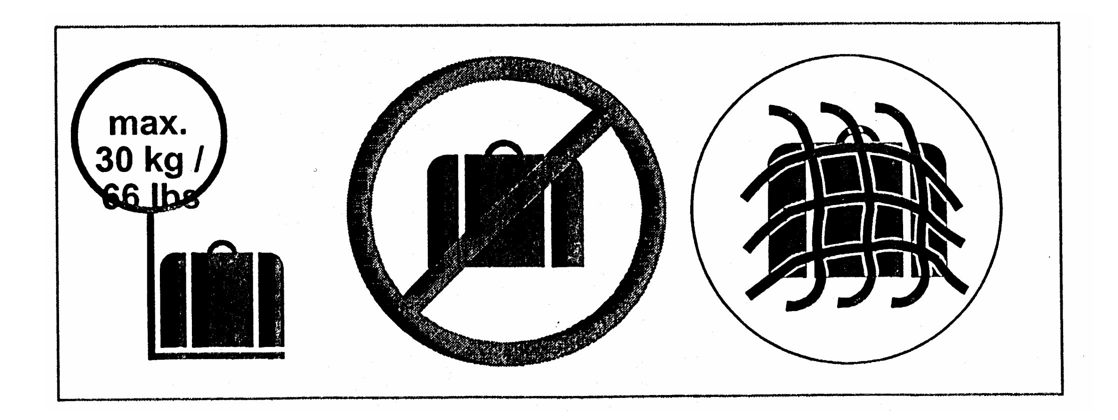
Près du sélecteur de réservoir:



Dans la cabine, sur la gauche du pylône central.
(si la statique de secours est installée)



Près du compartiment à bagages:



Près de la poignée d'ouverture de porte :

EVACUATION D'URGENCE :
La porte ne doit pas être fermée à clé
durant le vol

2.16 AUTRES LIMITATIONS

2.16.1 TEMPERATURE

L'avion doit être utilisé uniquement avec des températures supérieures à -20 ° C.
En cas d'utilisation à des températures inférieures, il convient d'utiliser un système de préchauffage pour le moteur et la cabine avant le vol.

2.16.2 TEMPERATURE CARBURANT

De –30°C à +65°C (de –22°F à +149°F)

2.16.3 Verrouillage des portes

Les portes avant et arrière ne doivent pas être verrouillées à clé durant l'utilisation de l'appareil

2.16.4 EQUIPEMENT ELECTRONIQUE

L'utilisation d'équipements électroniques autres que ceux faisant partie de l'avion n'est pas autorisée, car ils peuvent interférer avec l'avionique de l'avion.

Les exemples d'équipements indésirables sont:

- -Téléphone mobile
- -Radio commande
- -Ecran vidéo CRTs
- -Lecteur enregistreur de mini disque, en mode enregistrement.

Cette liste n'est pas exhaustive.

L'utilisation d'un ordinateur portable avec CD.ROM, d'un lecteur de CD ou de mini disque en mode lecture, d'un lecteur de cassette et d'une caméra vidéo est autorisée. Tous ces équipements doivent cependant être coupés pendant les décollages et les atterrissages.

2.16.5 USAGE DU TABAC A BORD

Il n’est pas permis de fumer à bord de l’appareil

2.16.6 CONTACTEUR DE SECOURS

Les vols en IFR ne sont pas autorisés quand le plombage du contacteur de secours est cassé.

2.16.7 BATTERIE DE SECOURS ECU

Le voyant rouge ECU BACKUP UNSAFE indique une charge de batterie insuffisante. Les vols ne sont pas autorisés.

SECTION 3
PROCEDURES D'URGENCE

Pages



(Suite)

REMARQUE
Les procédures en cas de pannes non critiques sont données dans la section 4B PROCEDURES DE SECOURS.

3.1 INTRODUCTION

3.1.1 GENERALITE

Cette section présente des check-lists et des procédures détaillées permettant de faire face aux situations d'urgence pouvant se présenter. Les pannes moteur et autres cas d'urgence sont peu probables si les procédures de la visite prévol sont suivies et si l'entretien est effectué normalement.

Si néanmoins une urgence surgit, les directives données doivent être suivies et appliquées pour résoudre les problèmes.

Comme il est impossible de prévoir tous les cas d'urgence et de les traiter dans ce manuel de vol, il est absolument nécessaire pour le pilote de bien connaître l'appareil et d'avoir les connaissances ainsi qu'une expérience lui facilitant la résolution des problèmes pouvant se présenter.
Il n'y a que par l'entraînement que l'on peut acquérir la maîtrise des cas d'urgence.

AVERTISSEMENT

Pour chaque cas d'urgence, vérifier votre altitude et préparer en priorité un atterrissage d'urgence avant de tenter de résoudre les problèmes (« piloter l'avion » en premier).
Avant un vol, le pilote doit toujours prévoir l'éventualité d'un atterrissage d'urgence et ce pour chaque phase de vol.
Pour effectuer un vol sûr, le pilote doit toujours garder une altitude de sécurité minimale.
Les solutions aux situations défavorables doivent toujours être anticipées .
Cela permet au pilote de ne pas être surpris par une éventuelle panne moteur et de gérer la situation avec calme et détermination.

3.1.2 VITESSE PENDANT LES PROCEDURES D 'URGENCE

Evénement		**850 kg**	**1000 kg**	**1150 kg**
Panne moteur après décollage (Volets en position décollage, T/O)		59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS
Vitesse du meilleur angle de plané. (volets rentrés, UP)		60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
Atterrissage d'urgence sans moteur.	Volets UP	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
	Volets T/O	59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS
	Volets LDG	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS



3.2 PANNE MOTEUR

3.2.1 PANNE MOTEUR AU SOL

1. Manette des gaz………………………………. Ralenti
2. Freins ………………………………………….. A la demande

REMARQUE
Si nécessaire, le moteur doit être coupé. Le problème doit être cerné en vue de rétablir les performances optimales du moteur

ATTENTION
Si la pression d'huile est en dessous de la section verte, couper le moteur immédiatement

AVERTISSEMENT
Si le problème n'est pas résolu, le vol ne doit pas être entrepris

3.2.2 PANNE MOTEUR PENDANT LE DECOLLAGE

a) le décollage peut être interrompu (la longueur de piste disponible est suffisante).

Atterrir droit devant:

1. Manette des gaz ………………………………….. Ralenti

Au sol:

2. Freins ……………………………………………..A la demande

ATTENTION	
Si le temps restant est suffisant, le risque d'incendie en cas de collision peut être diminué en procédant comme suit :	
Sélecteur de réservoir…………	OFF
ENGINE MASTER……………..	OFF
ELECTRIC MASTER…………..	OFF

b) le décollage ne peut plus être interrompu

1 Vitesse..................................72 KIAS (1150 kg)
66 KIAS (1000 kg)
59 KIAS (850 kg)

AVERTISSEMENT	
Si en cas de panne moteur au décollage la longueur de piste disponible n'est plus suffisante et que la hauteur de sécurité n'est pas atteinte, effectuer un atterrissage d'urgence droit devant en évitant les obstacles. Un demi tour peut être fatal.	
Si le temps le permet :	
1. Manette des gaz......................	Vérifier Plein gaz
2. ENGINE MASTER...................	Vérifier sur ON
3. ECU SWAP............................	Passer sur ECU B

AVERTISSEMENT

Si le problème ne se résout pas de lui-même immédiatement, et que le moteur ne fournit pas une puissance suffisante, vous devez alors effectuer un atterrissage d'urgence, comme décrit dans la section 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

3.2.3 PANNE MOTEUR EN VOL

(a) vibrations moteur

1. Vitesse……………………………………	73 KIAS (1150 kg)
	68 KIAS (1000 kg)
	60 KIAS (850 kg)
2. Levier de puissance moteur ………….	Plein gaz
3.Voyant d'alarme moteur…..……………..	Vérifier.

REMARQUE
Si le voyant reste allumé en permanence, les instruments moteur doivent être vérifiés comme indiqué en section 4B.2 INDICATIONS D'INSTRUMENTS EN DEHORS DE LA SECTION VERTE

4. Si conditions givrantes…………………..	Levier Alternate Air sur ON
5. Quantité de carburant dans le réservoir principal……………………………………	Vérifier.
6. Pompe de transfert carburant.....……...	ON
7. Sélecteur réservoir carburant ………	Vérifier sur Normal
8. ECU SWAP……………….…………	Passer sur ECU B

REMARQUE
Si le problème persiste en passant sur ECU B , remettre le sélecteur sur AUTOMATIC

AVERTISSEMENT
Si le problème ne se résout pas de lui-même immédiatement et que le moteur ne fournit pas une puissance suffisante, vous devrez alors effectuer un atterrissage de précaution suivant les recommandations de la section 4B.1 ATTERRISSAGE DE PRECAUTION et vous tenir prêt à un atterrissage d'urgence suivant les recommandations de la section 3.5.1.ATTERRISSAGE D'URGENCE AVEC SANS MOTEUR

(b) perte de puissance

REMARQUE
Tant qu'une vitesse d'au moins 60 nœuds IAS est maintenue, et que le moteur n'a pas subit de problème majeur, l'hélice continue à être entraînée par le vent relatif.

1. Vitesse..	73 KIAS (1150 kg)
....	68 KIAS (1000 kg)
....	60 KIAS (850 kg)
2. Manette des gaz.............................	Plein gaz
3. Si conditions givrantes......................	Levier Alternate Air sur ON
4. Quantité carburant dans réservoir principal..	Vérifier
5. Pompe de transfert carburant............	ON
6. Sélecteur réservoir carburant.............	Vérifier sur Normal
7. ECU SWAP....................................	Passer sur ECU B

REMARQUE
Si le problème persiste en passant sur ECU B,
remettre le sélecteur sur AUTOMATIC

AVERTISSEMENT
Si le problème ne se résout pas de lui-même immédiatement, vous devrez alors préparer un atterrissage d'urgence sans moteur suivant les recommandations du chapitre 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR. Si l'altitude le permet, tenter de rallumer le moteur suivant les recommandations du chapitre 3.2.4 -REDEMARRAGE MOTEUR AVEC HELICE EN MOULINET.

3.2.4 REDEMARRAGE MOTEUR AVEC HELICE EN MOULINET

REMARQUE

Tant qu'une vitesse d'au moins 60 nœuds IAS est maintenue et que le moteur n'a pas subi de problème majeur, l'hélice continue à être entraînée par le vent relatif. Si l'hélice est à l'arrêt en vol, une vitesse supérieure à 105 KIAS est nécessaire pour l'entraîner à nouveau

ATTENTION

La vitesse maximum d'entraînement de l'hélice en moulinet est de 120 KIAS. Une vitesse supérieure entraîne un surrégime de l'hélice

REMARQUE

Il est possible de redémarrer le moteur avec hélice en moulinet pour des vitesses comprises entre 73 et 120 KIAS et à une altitude pression inférieure à 6500 ft.

1. Vitesse de meilleur plané……………….. 73 KIAS (1150 kg)
   68 KIAS (1000 kg)
   60 KIAS (850 kg)
2. Manette des gaz………………………….. Plein gaz
3. Sélecteur réservoir carburant…………… Vérifier sur Normal
4. Alternate Air……………………………….. Ouvert
5. Pompe de transfert carburant…………… ON
6. AVIONIC MASTER……………………….. OFF
7. ELECTRIC MASTER…………………….. ON
8. Vitesse……………………………………. 73 à 120 KIAS

> ***REMARQUE***
>
> S’il n’est pas possible de redémarrer le moteur :
> - adopter une configuration de vol plané, comme indiqué en section 3.4 VOL PLANE
> - effectuer un atterrissage d'urgence comme indiqué en section 3.5.1 ATTERRISSAGE D’URGENCE SANS MOTEUR

10. AVIONIC MASTER…………………………………. Sur ON si nécessaire

3.2.5 REMISE EN ROUTE DU MOTEUR AVEC HELICE CALEE.

REMARQUE
La remise en route du moteur est possible à une altitude pression inférieure à 6500 ft.

1. Vitesse de meilleur plané……………… 73 KIAS (1150 kg)
……………………………………………… 68 KIAS (1000 kg)
……………………………………………… 60 KIAS (850 kg)
2. ENGINE MASTER…………………….... OFF
3. Manette des gaz………………………… Plein gaz
4. Sélecteur réservoir carburant………….. Vérifier sur Normal
5. Alternate Air……………………………… Ouvert
6. Pompe de transfert carburant………… ON
7. AVIONIC MASTER…………………….... OFF
8. ELECTRIC MASTER…………………… ON
9. ENGINE MASTER……………………… ON

REMARQUE
Le préchauffage du moteur ne s'effectue que si l'ENGINE MASTER est mis sur OFF puis sur ON. Le préchauffage doit s'effectuer peu de temps avant le redémarrage moteur. Au-delà d'une altitude pression de 6500 ft, il faut préchauffer plusieurs fois.

10. ELECTRIC MASTER………………… START (relâcher au démarrage du moteur)

REMARQUE

En augmentant la vitesse à 105 KIAS, l'hélice sera entraînée par le vent relatif et il sera possible de démarrer le moteur. Dans ce cas, il est nécessaire de laisser ELECTRIC MASTER sur ON (voir section 3.2.4. REDEMARRAGE MOTEUR AVEC HELICE EN MOULINET). Il faut s'attendre à une perte d'altitude de 1000 ft (300m).
S'il n'est pas possible de redémarrer le moteur :
- prendre la vitesse de meilleur plané. Voir section 3.4 VOL PLANE)
- préparer un atterrissage d'urgence. Voir section 3.5.1 ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

AVERTISSEMENT

Un redémarrage du moteur après un feu moteur ne peut être tenté que si l'on est dans l'impossibilité de se poser en sécurité. Il faut s'attendre à ce que le moteur ne puisse redémarrer.

3.2.6. PANNE DE REGULATION HELICE :

AVERTISSEMENT

En cas de panne du régulateur d'hélice, il est possible de réguler le régime d'hélice avec la manette des gaz. Il faut néanmoins veiller à ne pas dépasser 2500 t/min.

AVERTISSEMENT

La manette des gaz doit être manœuvrée calmement afin d'éviter des survitesses de l'hélice. Les pales légères en bois génèrent des changements de régime plus rapides que des pales métalliques.

ATTENTION

Il est possible qu'en cas de mauvais fonctionnement d'un ECU l'hélice reste en position plein grand pas. Dans ce cas, il est nécessaire de prendre en compte la diminution des performances de l'avion.

a) Variations de régime :

1. Puissance moteur.................................Modifier

si le problème persiste :

2. ECU SWAP ....Basculer sur ECU B

REMARQUE

Si le problème persiste sur l'ECU B, basculer de nouveau sur AUTOMATIC et se dérouter sur l'aérodrome le plus proche.

b) Surrégime hélice :

REMARQUE

Une indication constante de surrégime est le signe que la défaillance du régulateur d'hélice maintient celle-ci en plein petit pas.

REMARQUE

L'hélice se comporte alors comme une hélice à calage fixe. Le régime hélice est contrôlé directement par le régime moteur. Il est préférable de se dérouter vers l'aérodrome le plus proche, à puissance et vitesse modérées. Les montées et remises de gaz restent possibles.

1 Position manette des gaz .... A la demande pour maintenir 2300t/min
2. ECU SWAP .... Basculer sur ECU B

REMARQUE

Si le problème persiste sur l'ECU B, basculer de nouveau sur AUTOMATIC, et contrôler le régime hélice avec le Manette des gaz.

c) Sous-régime hélice :

REMARQUE
Une indication constante de sous-régime est le signe que la défaillance du régulateur d'hélice maintient celle-ci en plein grand pas.

1. Position Manette des gaz .... A la demande

2. ECU SWAP .... Basculer sur ECU B

REMARQUE
Si le problème persiste sur l'ECU B, basculer de nouveau sur AUTOMATIC

ATTENTION
A cause de ce problème, le régime hélice peut descendre à 1400 t/min ou moins. Il ne sera pas possible d'effectuer une montée ou une remise de gaz. Le vol en palier peut être maintenu sauf par temps agité.

3. Atterrir dès que possible

3.2.7. PANNE DE LA POMPE DE TRANSFERT CARBURANT

1. Sélecteur carburant .... EMERGENCY TRANSFER

> ***AVERTISSEMENT***
> En position EMERGENCY TRANSFER, le transfert de carburant entre le réservoir auxiliaire et le réservoir principal s'opère à l'aide de la pompe du moteur suivant un débit approximatif de 70 à 80 l/h (18 à 21 US gal/h)

> ***ATTENTION***
> Le sélecteur de réservoir carburant doit être remis en position NORMAL avant que le réservoir auxiliaire ne soit totalement vide ! Dans le cas contraire, le moteur s'arrête en vol lorsque le réservoir auxiliaire est vide.

> ***ATTENTION***
> Si la pompe à carburant aspire de l'air (par exemple si la pompe reste en marche et vide le réservoir auxiliaire), une inspection de la pompe est nécessaire avant le vol suivant.

2. Réservoir AUXILIAIRE........................... Vérifier quantité restante

3. Réservoir PRINCIPAL .... Vérifier quantité restante

> ***REMARQUE***
> Ne pas descendre en-dessous de 1 US gal dans le réservoir AUXILIAIRE et ne pas dépasser 15 US gal dans le réservoir PRINCIPAL

4. Sélecteur carburant .... Position NORMAL

3.3 FUMEE ET FEU

3.3.1 FUMEE ET FEU AU SOL

(a) Feu moteur à la mise en route au sol

1. Sélecteur de réservoir............................OFF
2. Pompe de transfert carburant................OFF
3. ENGINE MASTER.................................OFF
4. ELECTRIC MASTER.............................OFF

Après l'arrêt du moteur :

5. Verrière..Ouvrir
6. Avion...Evacuer immédiatement

(b) Feu électrique avec fumée au sol.

1. ELECTRIC MASTER.............................OFF

Si le moteur est en marche:

2. Manette des gaz ....Ralenti
3. ENGINE MASTER.................................OFF

Quand le moteur est arrêté:

4. Verrière..Ouvrir
5. Avion...Evacuer immédiatement

3.3.2 FUMEE ET FEU PENDANT LE DECOLLAGE

(a) si le décollage peut être interrompu

1. Manette des gaz .... Ralenti

2. Chauffage cabine.................................. OFF

3. Freins.. Freiner jusqu'à l'arrêt de l'avion

4. Après l'arrêt .... Procéder comme dans 3.3.1
.... FUMEE ET FEU AU SOL

(b) Si le décollage ne peut pas être interrompu.

1. Chauffage cabine.................................. OFF

2. Si possible, faire un tour de piste adapté et atterrir.

> ***AVERTISSEMENT***
> Si un problème moteur survient lors du décollage et que l'altitude de sécurité n'est pas atteinte, un atterrissage d'urgence droit devant doit être effectué. Un demi tour peut être fatal.

3. Vitesse .... 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

Après avoir atteint l'altitude de sécurité permettant de choisir une zone d'atterrissage sûre:

4. Sélecteur de réservoir............................ OFF

5. Pompe de transfert carburant .... OFF

6. Chauffage cabine................................... OFF

7. ENGINE MASTER .... OFF

8. ELECTRIC MASTER .... OFF

9. Fenêtre de mauvais temps .... Ouvrir si nécessaire

10. Effectuer un atterrissage d'urgence avec le moteur arrêté. Tenez compte de l'augmentation de la distance d'atterrissage due à la position des volets.

> ***ATTENTION***
> En cas de développement de fumée important, la verrière avant peut être déverrouillée en vol. Cela permet de l'ouvrir partiellement, pour améliorer la ventilation. La verrière peut être maintenue ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

3.3.3 FUMEE ET FEU EN VOL

(a) Feu moteur en vol

1. Chauffage cabine.................................. OFF

2. Choisir une zone appropriée pour un atterrissage d'urgence.

Quand vous êtes sûr d'avoir trouvé une zone d'atterrissage:

3. Sélecteur de réservoir........................... OFF

4. Manette des gaz .... Plein gaz

5. Fenêtre de mauvais temps .... Ouvrir si nécessaire

6. Effectuer un atterrissage d'urgence avec moteur arrêté.

> ***ATTENTION***
> En cas de développement de fumée important, la verrière avant peut être déverrouillée en vol. Cela permet de l'ouvrir partiellement pour améliorer la ventilation. La verrière peut être maintenue ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

(b) Feu électrique avec fumée en vol

1. Contacteur EMERGENCY .... ON (si installé)

2. AVIONIC MASTER .... OFF

3. ELECTRIC MASTER .... OFF

4. Chauffage cabine.................................. OFF

5. Fenêtre de mauvais temps .... Ouvrir si nécessaire

6.Atterrir sur un aérodrome approprié dès que possible.

ATTENTION

Couper l'ELECTRIC MASTER entraîne une panne totale des équipements électriques et électroniques. L'horizon artificiel et le directionnel sont également touchés par cette action –si installés.

Cependant, en mettant l' ESSENTIAL BUS sur ON, la batterie de secours alimente l'horizon artificiel et l'éclairage du tableau de bord.

En cas de développement de fumée important, la verrière avant peut être déverrouillée en vol. Cela permet de l'ouvrir partiellement pour améliorer la ventilation. La verrière peut être maintenue ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

3.4 VOL PLANE

1. Volets.. Rentrés (UP)

2. Vitesse.. 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

REMARQUE

Avec l'hélice en moulinet la finesse maxi est de 8,8 c'est à dire que pour 1000 ft d'altitude perdus la distance parcourue en air calme est de 1.45 NM (2.68 km).

Avec l'hélice calée la finesse maxi est de 10,3 ce qui correspond à une distance de 1.70 NM (3.14 km) pour 1000 ft d'altitude perdus. Cette configuration peut ne pas être atteinte si l'on tient compte de la vitesse de sécurité.



3.5 ATTERRISSAGE D'URGENCE

3.5.1 ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

1. Choisir une zone d'atterrissage appropriée. Si aucune zone d'atterrissage plane n'est disponible, atterrir face à la pente.

2. Tenir compte du vent.

3. Approche: si possible effectuer un circuit court. En vent arrière, essayer de repérer les obstacles éventuels sur l'aire d'atterrissage. La dérive dans les différentes branches du circuit permettra d'estimer la force et la direction du vent.

4. Vitesse .... 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

5. Radio .... Message

6. Sélecteur de réservoir............................ OFF

7. ENGINE MASTER .... Vérifier sur OFF

Quand vous êtes certain d'atteindre l'aire d'atterrissage:

8. Volets.. Atterrissage (LDG)

9. Ceintures de sécurité .... Ajustées

> ***ATTENTION***
> S'il vous reste suffisamment de temps, le risque de feu en cas de collision avec des obstacles peut être diminué comme suit :
> ELECTRIC MASTER…………..………..OFF

10. Toucher des roues .... Avec la plus faible vitesse possible

3.5.2 ATTERRISSAGE AVEC UN PNEU DEFECTUEUX SUR LE TRAIN PRINCIPAL

ATTENTION

Un problème de pneumatique (par ex. éclatement) n'est pas facile à détecter. Ceci arrive habituellement pendant le décollage ou l'atterrissage et se remarque à peine lors du roulage à vitesse élevée. C'est seulement en fin d'atterrissage ou lors d'un roulage à faible vitesse que l'avion dévie de sa trajectoire. Il faut alors rapidement contrer si nécessaire pour contrôler la trajectoire de l'avion.

1. Avertir le contrôle.

2. Poser l'aéronef sur le bord de la piste qui est du côté du pneu intact
pour compenser le changement de trajectoire en fin du roulage dû au pneu défectueux.

3. Atterrir avec l'aile basse du coté de la roue en bon état.

4. La trajectoire doit être maintenue avec la gouverne de direction et en utilisant aussi les freins, si nécessaire jusqu'au blocage des roues. La voie du train d'atterrissage offre une grande stabilité sur une large plage de vitesses. L'avion n'a aucune tendance prononcée à se retourner même en dérapage.

3.5.3 ATTERRISSAGE AVEC FREINS DEFECTUEUX

En général, l'atterrissage sur une piste en herbe est recommandé car la résistance au roulage diminue la distance de roulage.

ATTENTION

Si il vous reste du temps, le risque d'incendie en cas de collision avec un obstacle peut être diminué comme suit :

Sélecteur de réservoir…………...OFF
ENGINE MASTER………………OFF
ELECTRIC MASTER...………….OFF

3.6 SORTIE D'UNE VRILLE INVOLONTAIRE

ATTENTION
Les étapes 1 à 4 doivent être effectuées **immédiatement** et **simultanément**

1. Manette des gaz .... Ralenti
2. Palonnier .... A fond contre le sens de rotation de la vrille
3. Manche (Gouverne de profondeur......... A fond vers l'avant
4. Ailerons.. Au neutre
5. Volets... Rentrés (UP)

Quand la rotation est arrêtée:

6. Palonnier .... Au neutre
7. Manche (gouverne de profondeur.......... Tirer souplement
8. Ramener l'avion en palier sans dépasser la V_{NE} (178 KIAS).

3.7 AUTRES URGENCES

3.7.1 GIVRAGE

Vol involontaire en zone givrante

1. Quitter la zone givrante(en changeant d'altitude ou en changeant de direction pour rechercher une température extérieure plus élevée).

2. Réchauffage Pitot .... ON

3.Chauffage cabine.................................... ON

4. Levier d'aération .... DEFROST

5. Manette des gaz Augmenter la puissance, pour éviter la formation de glace sur les pales d'hélice.

6. Alternate Air.. Ouvert

7. Fenêtre de mauvais temps .... Ouvrir si nécessaire

ATTENTION   La formation de glace augmente la vitesse de décrochage!

8. Contrôle .... Avertir le contrôle en cas d'urgence.

ATTENTION Si le dégivrage Pitot est en panne et qu'une statique de secours est installée :	
Statique de secours	OUVERTE
Fenêtre tempête	FERMER

3.7.2 PANNE DANS LE SYSTEME ELECTRIQUE

a) Panne totale du système électrique

1. Disjoncteurs .... Vérifier si tous les breakers sont enfoncés

2. BUS ESSENTIEL.................................. ON

Si aucune ressource électrique n'est disponible :

3. Contacteur EMERGENCY .... ON, si installé

4. Eclairage instruments, si nécessaire ..... Sur ON

5. Puissance .... se repérer à la position de la manette des gaz et au bruit du moteur

6. Préparer un atterrissage avec les volets dans la configuration donnée (chapitre 4B.6)

7. Atterrir sur l'aérodrome le plus proche

b) Panne du démarreur

Si le démarreur ne se désengage pas après le démarrage du moteur, le témoin START reste allumé sur le panneau d'alarme, après le démarrage moteur :

1. Manette des gaz .... Position réduit

2. ENGINE MASTER .... OFF

3. ELECTRIC MASTER .... OFF

Annuler le vol!

c) Tension de bord

Si la tension du réseau de bord atteint la section orange (au-delà de 15,5V ou en-dessous de 11V) :

1. BUS ESSENTIEL.................................. ON

2. Atterrir sur l'aérodrome le plus proche



3.7.3 PRESENCE POSSIBLE DE MONOXYDE DE CARBONE DANS LA CABINE

Le monoxyde de carbone(CO) est un gaz qui se forme pendant la combustion.
C'est un poison inodore. Puisqu'il arrive souvent avec les gaz d'échappement, il peut être détecté. L'augmentation du taux de monoxyde de carbone dans un espace fermé peut être fatale. La présence de monoxyde de carbone est obligatoirement due à un défaut. Si vous sentez une odeur de gaz d'échappement dans la cabine, les mesures suivantes doivent être prises:

1. Chauffage cabine.................................. OFF
2. Ventilation.. Ouvrir
3. Fenêtre de mauvais temps .... Ouverte
4. Verrière avant .... Ouvrir et verrouiller en position entrouverte

ATTENTION
Si l'on soupçonne la présence de monoxyde de carbone dans la cabine, la verrière avant peut être déverrouillée en vol. Cela permet de l'ouvrir partiellement pour améliorer la ventilation. La verrière peut être maintenue ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

REMARQUE :
La vitesse maximum démontrée verrière entrouverte est de 120 KIAS.

3.7.4. Voyant d'alarme DOOR allumé :

1. Vitesse.. Réduire
2. Verrière avant....................................... Vérifier visuellement si fermée
3. Porte passager arrière........................... Vérifier visuellement si fermée

> ***ATTENTION***
>
> Ne jamais ouvrir en vol la porte passager arrière. Celle-ci s'arracherait immédiatement

4. S'il est impossible de reverrouiller la porte passager arrière, atterrir sur l'aérodrome le plus proche.

SECTION 4A

PROCEDURES NORMALES

4A1. INTRODUCTION

La section 4A contient les check-lists et une description des procédures pour l'utilisation normale de l'avion.

4A2. VITESSES EN PROCEDURES NORMALES

Masse en vol	**850 kg**	**1000 kg**	**1150 kg**
Vitesse de rotation Vr (volets en position décollage T/O)	49 KIAS	55 KIAS	59 KIAS
Vitesse de montée initiale (vitesse de meilleur taux de montée Vy) (volets en position décollage T/O)	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS
Vitesse de montée en route (volets rentrés)	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
Vitesse d'approche pour un atterrissage normal (volets en position atterrissage LDG)	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS
Vitesse mini pour un touché- décollé (volets en position décollage T/O)	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS

4A.3 VERIFICATION (CHECK-LISTS) EN PROCEDURES NORMALES

4A.3.1 VISITE PREVOL

I. Vérification cabine

a) Météo, navigation, masse et centrage.................... Préparation achevée
b) Documents de l'avion .... Complets et à jour
c) ELECTRIC MASTER... OFF, clé retirée
d) ENGINE MASTER... Vérifier sur OFF
e) ECU SWAP .... Vérifier sur AUTOMATIC
f) Sélecteur réservoir carburant .... Vérifier sur NORMAL
g) Verrière avant et porte arrière .... Propres, vérifier le verrouillage
h) Tous équipements électriques............................... Coupés
i) Disjoncteurs.. Enfoncés (vérifier le circuit concerné dans le cas contraire)
j) Manette des gaz.. Libre, butées contrôlées
k) Manette des gaz.. Ralenti
l) ELECTRIC MASTER... ON
m)Quantité de carburant.. Vérifier (jauges +visuel)

REMARQUE
Si l'option Long Range est installée et que la jauge indique 15 US Gal, la quantité exacte de carburant doit être mesurée avec la jauge manuelle. Si la mesure n'est pas effectuée, la quantité de carburant utilisable est de 15 US Gal.

n) Feux de position, feux à éclats .... Vérifier
o) ELECTRIC MASTER... OFF)
p) Objets dans cabine.. Vérifier
q) Commandes de vol et compensateur .... Débattements libres et corrects
r) Bagages .... Rangés et arrimés

II Vérification extérieure

ATTENTION
L'inspection visuelle doit permettre de détecter un défaut, une fissure, un délaminage, un jeu excessif, une pièce desserrée ou un mauvais montage. Vérifier également la liberté de mouvement de toutes les gouvernes.

ATTENTION
Par basse température, l'avion doit être complètement débarrassé de la glace, de la neige ou d'accumulations similaires.

ATTENTION
Avant le vol, retirer le système de blocage des gouvernes, le cache Pitot, la barre de manœuvre, etc…

1. Train principal gauche:

a) Jambe de train.. Inspection visuelle
b) Carénage de roue .... Inspection visuelle
c) Pression du pneu (2.5 bar/36psi) .... Vérifier
d) Usure du pneu .... Vérifier
e) Pneu, roue, frein... Inspection visuelle
f) Tuyauterie de frein .... Vérifier pas de fuites
g) Repère de glissement .... Inspection visuelle
h) Cale de roue... Retirer

2. Aile gauche:

a) Surface complète de l'aile…………………………......... Inspection visuelle
b) Marchepied……………………………………………......... Inspection visuelle
c) Entrée d'air à l'intrados……………..………………........ Inspection visuelle
d) Trappes de visite .... Rechercher objets étrangers, traces de carburant (si le réservoir est plein, du carburant peut déborder par la mise à l'air libre)
e) Purge du réservoir………………………………….......... Purger, vérifier qu'il n'y a pas d'eau et de dépôts.
f) Avertisseur de décrochage…………………… .... Vérifier (aspirer par l'orifice)
g) Orifice de remplissage des réservoirs………............ Inspection visuelle. La quantité de carburant doit correspondre à l'indication des jauges.
h) 2 barrettes de décrochage sur les ailes…….. .... Inspection visuelle
i) Prises totale et statique .... Propres, orifices dégagés
j) Phares d'atterrissage et de roulage………… .... Inspection visuelle

k) Saumon d'aile.. Inspection visuelle
l) Feux de position et à éclats.................................. Inspection visuelle
m) Point d'arrimage .... Vérifier, libre
n) Aileron et commande....................................... Inspection visuelle
o) Charnières d'aileron et goupilles........................ Inspection visuelle
p) Objet étranger dans le logement de la pelle d'aileron.. Inspection visuelle
q) Volet et commande... Inspection visuelle
r) Charnières de volet et goupilles .... Inspection visuelle
s) Déperditeurs statiques .... Inspection visuelle

3. Côté gauche du fuselage:

a) Porte arrière.. Inspection visuelle
b) Verrière.. Inspection visuelle
c) Revêtement du fuselage................................ Inspection visuelle
d) Antennes.. Inspection visuelle

4. Empennage:

a) Plans fixes et gouvernes................................ Inspection visuelle
b) Charnières... Inspection visuelle
c) Compensateur de profondeur.......................... Inspection visuelle, vérifier les sécurités.
d) Compensateur de direction .... Inspection visuelle
e) Point d'arrimage .... Vérifier, libre
f) Patin de queue et dessous de dérive.......................... Inspection visuelle
g) Déperditeurs statiques .... Inspection visuelle

5. Côté droit du fuselage:

a) Revêtement du fuselage .... Inspection visuelle
b) Fenêtre et verrière.. Inspection visuelle
c) Verrière coté droit.. Inspection visuelle

6. Aile droite:

a) Volet et commandes... Inspection visuelle
b) Charnières de volet et goupilles .... Inspection visuelle
c) Aileron et commandes .... Inspection visuelle
d) Charnière d'aileron et goupilles .... Inspection visuelle
e) Objet étranger dans le logement de la
pelle d'aileron .... Inspection visuelle
f) Saumon .... Inspection visuelle
g) Feu de position, feu à éclats.................................. Inspection visuelle
h) Point d'arrimage .... Vérifier, libre
i) Surface complète de l'aile .... Inspection visuelle
j) 2 barrettes de décrochage sur les ailes.................. Inspection visuelle
k) Orifice de remplissage des réservoirs .... Inspection visuelle, la quantité de carburant doit correspondre à l'indication des jauges.
l) Trappes de visite à l'intrados.................................. Vérifier l'absence d'objet étranger de traces de carburant (si le réservoir est plein, du carburant peut déborder par la mise à l'air libre de ce réservoir)
m) Purge du réservoir .... Purger. Vérifier l'absence d'eau et de dépôts. Répéter si nécessaire.
n) Marchepied... Inspection visuelle
o) Déperditeurs statiques .... Inspection visuelle

7. Train principal droit:

a) Jambe de train..Inspection visuelle
b) Carénage de roue ....Inspection visuelle
c) Pression du pneu (2.5 bar/36 psi............................Vérifier
d) Usure, profondeur des rainures..............................Vérifier
e) Pneu, roue, frein...Vérifier
f) Tuyauterie de frein ....Vérifier, pas de fuite
g) Repère de glissement ....Inspection visuelle
h) Cale de roue..Retirer

8. Avant du fuselage:

a) Niveau d'huile moteur...Vérifier la jauge à huile par la trappe située dans le capot supérieur
b) Niveau d'huile réducteur...Vérifier par la trappe située dans le capot inférieur
c) Radiateur ....Inspection visuelle
d) Entrées d'air (5)..Propres
e) Hélice ....Inspection visuelle

AVERTISSEMENT

Ne jamais tourner l'hélice à la main avec ENGINE MASTER sur ON ! De même ne jamais tourner l'hélice immédiatement après avoir coupé le moteur (forte pression dans le Common Rail). Risque sérieux de blessure.

f) Cône d'hélice et vis de fixation ....Inspection visuelle

g) Roulette de nez et carénage .... Inspection visuelle
h) Roue et jante .... Inspection visuelle, contrôle du repère de glissement
i) Usure, profondeur des rainures .... Vérifier
j) Carénage de roue .... Inspection visuelle
k) Barre de traction .... Retirée
l) Pression du pneu (2.5 bar/36 psi .... Vérifier
m) Protections .... Retirées
n) Echappement .... Inspection visuelle

AVERTISSEMENT
L'échappement brûlant peut provoquer des brûlures quand il est.

Dessous:

o) Antennes (si montées.. Inspection visuelle
p) Décanteur de carburant... Purger, vérifier l'absence d'eau et de dépôts. Répéter si nécessaire
q) Mises à l'air libre.. Vérifier, non bouchées
r) Dessous du fuselage .... Vérifier qu'il n'est pas trop sali, particulièrement par de l'huile, du carburant ou d'autres liquides.

4A.3.2 AVANT LA MISE EN ROUTE DU MOTEUR

1.	Visite prévol	Effectuer entièrement
2.	Palonniers	Ajuster et verrouiller
3.	Passagers	Informés
4	Ceintures de sécurité	Toutes en place et attachées
5	Porte arrière	Fermée et verrouillée
6.	Verrière avant	Position 1 ou 2 ("aération")
7.	Frein de parking	Serré
8.	Commandes de vol	Libres et débattements totaux
9.	Compensateur	Position décollage(T/O)
10.	Manette de puissance moteur	Ralenti
11.	Réglage friction manette des gaz	Ajusté
12.	Alternate Air	Vérifier si fermé
13.	Vanne statique de secours	Vérifier si fermée
14.	AVIONIC MASTER	OFF
15	ELECTRIC MASTER	ON
16.	Panneau annonciateur / instruments moteur	Vérifier
17.	Bouton test panneau annonciateur	Presser
18.	Voyant niveau liquide de refroidissement	Vérifier éteint

ATTENTION
Ne jamais tourner l'hélice à la main

4A.3.3 MISE EN ROUTE DU MOTEUR

1. Feux à éclats… .... ON
2. Manette des gaz.. Vérifier position ralenti
3. ENGINE MASTER…………………………………..Mettre sur ON, attendre l'extinction du voyant de préchauffage.

> ***AVERTISSEMENT***
> Avant la mise en route du moteur le pilote doit s'assurer que la zone de l'hélice est dégagée, et que personne n'est mis en danger.

> ***ATTENTION***
> Ne pas faire surchauffer le démarreur. Ne pas faire tourner le démarreur plus de 10 secondes. Après utilisation du démarreur le laisser refroidir 20 secondes. Après 6 tentatives de mise en route, laisser le démarreur refroidir pendant 30 minutes.

4) ELECTRIC MASTER... START jusqu'au démarrage moteur
5) Pression d'huile .... Vérifier

> ***ATTENTION***
> Si la pression d'huile n'est pas montée 3 secondes après la mise en route, arrêter le moteur en tournant la clé de l'ENGINE MASTER sur OFF. En démarrant le moteur à froid, il est possible que la pression d'huile monte jusqu'à 6,5 bar pendant d 20 secondes maximum

6) Chauffage moteur .... Ralenti pendant 2 minutes
7) Chauffage moteur .... 1400 t/min tant que les températures huile et eau ne sont pas dans la section verte
8) Panneau annonciateur / instruments moteur........ Vérifier
9) Bouton test panneau annonciateur .... Presser

4A.3.4 AVANT LE ROULAGE

1. AVIONIC MASTER.. ON
2. Equipement électrique.. ON à la demande
3. Volets .... UP-T/O – LDG - T/O. Vérifier l'indicateur et visuellement.
4. Instruments de pilotage et avionique.................... Régler, tester, à la demande
5. Eclairage de tableau de bord .... ON à la demande
6) Réchauffage Pitot .... ON vérifier son fonctionnement
7. Réchauffage Pitot .... OFF
8. Feux à éclats .... ON
9 Feux de position, phares d'atterrissage .... ON, tester, à la demande et de roulage

ATTENTION
Pendant le roulage près d'autres avions, lors de vols dans le brouillard, de nuages denses ou de brume les feux à éclats doivent être coupés . Les feux de position doivent toujours être sur marche (ON) pendant les vols de nuit.

10. Régime de ralenti Vérifier, 890 ± 20 t/min

4A.3.5 ROULAGE

1. Frein de parking .... Relâcher
2. Freins .... Essayer, dès le début du roulage
3. Instruments de vol et avionique
   (particulièrement le conservateur de cap
   et la bille aiguille .... Vérifier indications correctes

> **ATTENTION**
> Si vous roulez sur une surface en mauvais état choisissez le régime moteur le plus bas possible pour éviter d'endommager l'hélice avec des pierres ou autre chose.

4A.3.6 AVANT LE DECOLLAGE

1. Positionner l'avion face au vent si possible
2. Freins de parking .... Serrer
3. Ceintures de sécurité .... Mises et attachées
4. Porte arrière .... Fermée et verrouillée
5. Verrière avant.. Fermée et verrouillée
6. Voyant de porte (DOOR ou DOORS.................... Vérifier éteint
7. Instruments moteur .... Toutes les indications dans la section verte (sauf la pression d'huile qui peut être dans l'arc jaune par temps chaud et régime moteur au ralenti)
8. Disjoncteurs .... Tous enfoncés
9. Volets .... Position T/O
10. Compensateur.. Position T/O
11. Commandes de vol .... Débattements corrects et gouvernes libres
12. Manette des gaz... Régime maxi pendant 10 secondes

13. Pression d'huile .... Vérifier dans la section verte
14. Régime .... Régime stabilisé entre 2240 et 2300 t/min
15. Indication charge moteur .... Indication comprise entre 90 et 100%

REMARQUE

Par forte température et haute altitude, la charge moteur peut être inférieure à 90 %

16. Manette des gaz .... Position ralenti
17. ECU TEST .... Appuyer et maintenir
18. Témoin d'alerte (ECU A, ECU B, CAUTION)........ Clignotant
19. Voyant ''ECU BACKUP UNSAFE'' .... Clignotant, si installé

ATTENTION

Si les témoins d'alerte et le voyant ''ECU BACKUP UNSAFE'' ne s'allument pas, c'est qu'il y a une erreur dans la procédure de test. Abandonner alors la préparation du vol.

20. Témoin d'alerte (ECU B, CAUTION..................... Clignotant
21. Régime hélice .... Oscille
22. Témoin d'alerte (ECU A, CAUTION).................... Clignote
23. Régime hélice .... Oscille
24. Témoins d'alerte .... Tous éteints
25. Voyant ''ECU BACKUP UNSAFE' .... Eteint

AVERTISSEMENT

Si le voyant '' ECU BACKUP UNSAFE'' ne s'éteint pas après le test, la batterie de secours ECU n'a plus suffisamment d'énergie pour alimenter le moteur en énergie électrique en cas de problème électrique sévère. Annuler le vol.

Lors du passage d'une ECU à l'autre, on perçoit un léger à-coup du moteur. En cas d'arrêt total du moteur, annuler le vol.

26. ECU TEST .... Effectué

ATTENTION

La procédure complète de test doit être effectuée sans erreur. En cas de troubles, abandonner la préparation du vol même si le moteur donne l'apparence de fonctionner correctement.

27. ECU SWAP .... Passer sur ECU B
28. Moteur .... Fonctionnement inchangé
29. ECU SWAP .... Passer sur AUTOMATIC

REMARQUE

Lors du passage d'un ECU à l'autre, on perçoit un léger à-coup du moteur.

30. Réchauffage Pitot .... Sur ON, si nécessaire
31. Phare d'atterrissage .... Sur ON, si nécessaire
32. Frein de parc .... Relâcher

4A.3.7 DECOLLAGE

Procédure de décollage normal

1. Transpondeur .... ON/ALT
2. Manette des gaz... Puissance maxi

> ***AVERTISSEMENT***
> Le fonctionnement du moteur à pleine puissance doit être vérifié rapidement pendant la procédure de décollage pour effectuer un arrêt décollage si nécessaire.

3. Profondeur .... Au neutre
4. Direction .... Maintenir l'axe

> ***REMARQUE***
> Par fort vent de travers le maintien de l'axe peut être amélioré en utilisant les freins. Cette méthode augmente toutefois la distance de roulage au décollage et ne doit être utilisée que de façon exceptionnelle.

5. Décollage de la roue avant................................. à Vr = 59 KIAS (1150 kg)
   .... à Vr = 55 KIAS (1000 kg)
   .... à Vr = 49 KIAS (850 kg)

6. Vitesse de montée initiale .... 66 KIAS

Au-dessus de l'altitude de sécurité:

7. Phare d'atterrissage .... OFF

4A.3.8 MONTEE

Procédure pour le meilleur taux de montée

1. Volets .... Position décollage (T/O)
2. Vitesse .... 66 KIAS (1150 kg)

REMARQUE

Avec une masse au décollage réduite les vitesses peuvent être diminuées comme indiqué ci-dessous:
1000 kg.............................60 KIAS
850 kg...............................54 KIAS

Il faut alors surveiller les températures moteur

3. Manette des gaz... Plein gaz
4. Instruments moteur .... Dans le vert
5. Compensateur.. A la demande

ATTENTION

Si la température d'huile et/ou de liquide de refroidissement atteint (atteignent) la zone orange, le vol doit être poursuivi avec une vitesse augmentée de 5 kt et une puissance moteur réduite de 10 % (réduction du taux de montée) afin d'assurer un meilleur refroidissement du moteur.

Montée de croisière.

1. Volets .... Rentrés (UP)
2. Vitesse .... 73 KIAS (1150 kg)

REMARQUE

Avec une masse au décollage réduite les vitesses peuvent être diminuées comme indiqué ci-dessous:
1000 kg………………………….68 KIAS
850 kg……………………… …60KIAS

Il faut alors surveiller les températures moteur

3. Manette des gaz.. Plein gaz
4. Instruments moteur .... Dans le vert
5. Compensateur.. A la demande.

4A.3.9 CROISIERE

1. Volets .... Rentrés (UP)
2. Manette des gaz .... Suivant les performances souhaitées
3. Compensateur .... A la demande
4. Transfert de carburant .... A la demande(suivant les indications de la section 4A3.10- TRANSFERT DE CARBURANT)

REMARQUE
Le motoriste recommande une valeur de puissance moteur de l'ordre de 70% en croisière.

REMARQUE
Le transfert carburant doit être surveillé à l'aide des jauges carburant (la quantité doit augmenter dans le réservoir principal et diminuer dans le réservoir auxiliaire)

4A.3.10 TRANSFERT DE CARBURANT

ATTENTION
En opération normale, le carburant est prélevé sur le réservoir principal. Il doit être transféré du réservoir auxiliaire au réservoir principal en activant la pompe de transfert. Le taux de transfert est d'approximativement 60US gal/h (227 l/h).

1. Interrupteur pompe transfert carburant .... ON

REMARQUE
La pompe de transfert s'arrête automatiquement pour éviter le débordement du réservoir principal. L'interrupteur reste en position transfert. Si la pompe n'est pas coupée par le pilote, celle-ci se mettra en marche à chaque fois que le niveau baisse dans le réservoir principal et cela tant qu'il y aura du carburant dans le réservoir auxiliaire. Le voyant est allumé uniquement pendant le fonctionnement de la pompe.

1. Interrupteur pompe transfert carburant .... OFF suivant quantité désirée

REMARQUE
Couper la pompe de transfert lorsque le voyant de contrôle de la pompe de transfert commence à clignoter.

4A.3.11 DESCENTE

1. Manette des gaz.. A la demande

4A.3.12 APPROCHE

1. Ceintures de sécurité .... Attachées et ajustées
2. Vitesse .... Réduire pour sortir les volets
   .... (108 KIAS).
3. Volets .... Position T/O
4. Compensateur... A la demande
5. Phare d'atterrissage .... A la demande

Avant d'atterrir:

6. Manette des gaz.. A la demande
7. Vitesse .... Réduire pour sortir les volets (91 KIAS)
8. Volets.. Position LDG
9. Vitesse d'approche.. 67 KIAS (1092 kg)
   .... 63 KIAS (1000 kg)
   .... 58 KIAS (850 kg)

REMARQUE
Une vitesse d'approche supérieure augmente la distance d'atterrissage

ATTENTION
Dans des conditions telles que vent fort, risque de cisaillement de vent ou fortes turbulences, la vitesse d'approche doit être majorée.

4A.3.13 REMISE DE GAZ

1. Manette des gaz... Plein gaz
2. Vitesse .... 66 KIAS (1150 kg)
   .... 60 KIAS (1000 kg)
   .... 54 KIAS (850 kg)
3. Volets .... Position T/O

Au dessus de l'altitude de sécurité:

4. Vitesse .... 73 KIAS
5. Volets .... Position UP

4A.3.14 APRES L' ATTERRISSAGE

1. Manette des gaz... Ralenti
2. Freins .... A la demande
3. Transpondeur.. OFF/STBY
4. Réchauffage Pitot... OFF
5. Avionique .... A la demande
6. Eclairage .... A la demande
7. Volets .... Position UP

4A.3.15 ARRET MOTEUR

1. Frein de parking .... Serrer
2. Manette des gaz... Ralenti pendant 2 minutes
3. Instruments moteur .... Vérifier
4. AVIONIC MASTER... OFF
5. Equipement électrique... OFF
6. ENGINE MASTER... OFF
7. ELECTRIC MASTER... OFF

ATTENTION

Il faut laisser tourner le moteur au ralenti pendant 2 minutes avant l'arrêt du moteur pour ne pas endommager le turbo (choc thermique)

4A.3.16 VERIFICATION APRES VOL

1. ENGINE MASTER... OFF
2. ELECTRIC MASTER... ON
3. AVIONIC MASTER... ON
4. Balise de détresse.. Vérifier si activée en écoutant sur 121, 50 MHz
5. AVIONIC MASTER... OFF
6. ELECTRIC MASTER .... OFF
7. Frein de parking .... Desserrer, utiliser des cales de roue
8. Avion .... Arrimer s'il reste sans surveillance pendant une longue période.

4A.3.17 VOL SOUS LA PLUIE

REMARQUE
Les performances sont diminuées sous la pluie; ceci s'applique particulièrement à la distance de décollage et à la vitesse maxi en palier. Les effets sur les caractéristiques de vol sont faibles. Les vols sous de fortes pluies doivent être évités car ils sont associés à de mauvaises visibilités.

4A.3.18 RAVITAILLEMENT EN CARBURANT

ATTENTION
Avant de ravitailler, l'avion doit être relié à la terre. Connecter aux parties non peintes des marchepieds (gauche ou droit)

4A.3.19 VOL A HAUTE ALTITUDE

A haute altitude les occupants de l'avion doivent disposer d'oxygène. Les exigences légales pour l'emport de l'oxygène doivent être respectées.

Voir également la section 2.11 PLAFOND PRATIQUE

SECTION 4 B
PROCEDURES DE SECOURS

Page

4B.1 ATTERRISSAGE DE PRECAUTION

> ***REMARQUE***
> Un atterrissage de ce type est nécessaire uniquement si vous craignez une panne de carburant, à cause de la météo ou de la tombée de la nuit, et si la prolongation du vol risque de mettre en danger l'avion et ses occupants. Le pilote doit décider si un atterrissage contrôlé dans un champ est moins risqué que la tentative d'atteindre l'aérodrome de destination malgré les circonstances.

> ***REMARQUE***
> S'il n'y a pas de zone d'atterrissage plane, poser l'avion face à la pente.

1. Choisir une zone propice pour l'atterrissage.
2. Tenir compte du vent
3. Approche : La surface d'atterrissage doit si possible être survolée à une altitude appropriée de manière à visualiser les obstacles. La dérive sur chaque branche du circuit d'atterrissage permet d' évaluer la force et la direction du vent.
4. Vitesse .... 73 KIAS (1150 kg)
   .... 68 KIAS (1000 kg)
   .... 60 KIAS (850 kg)
5. Contrôle.. Avertir

En approche finale:

6. Volets .... Position LDG

7. Vitesse .... 73 KIAS (1150 kg)
   .... 68 KIAS (1000 kg)
   .... 60 KIAS (850 kg)

8. Ceintures de sécurité .... Serrées

9. Toucher .... Avec la vitesse la plus faible.

ATTENTION

S' il vous reste suffisamment de temps, le risque d'incendie en cas de collision avec un obstacle peut être diminué comme indiqué ci dessous :

Sélecteur de réservoir……………………………………OFF
ENGINE MASTER…...……………………………………OFF
ELECTRIC MASTER……...……………………………OFF

4B.2 INSTRUMENTS GMP EN DEHORS DE LA SECTION VERTE

4B.2.1 Régime hélice

Régime hélice élevé :

1. Réduire la puissance moteur
2. Garder le régime hélice dans l'arc vert en utilisant la manette des gaz

REMARQUE Un régime hélice situé dans l’arc orange peut être maintenu quelques instants, par exemple lors d’une remise de gaz

ATTENTION Si la puissance délivrée par le moteur est trop faible pour une poursuite du vol en sécurité, il est recommandé d’effectuer un atterrissage de précaution à l’aérodrome le plus proche suivant la section 4B.1. ATTERRISSAGE DE PRECAUTION

4B.2.2 Température du liquide de refroidissement (CT)

Haute température du liquide de refroidissement :

- vérifier le niveau avec le voyant WATER LEVEL

Si ce voyant est éteint :

Pendant la montée :

- réduire la puissance moteur de 10%

- augmenter la vitesse air de 10 KIAS

- observer la température, si celle-ci ne redescend pas dans la section verte dans un délai de 60 secondes, réduire la puissance autant que possible et augmenter la vitesse.

Pendant la croisière :

- réduire la puissance moteur

- augmenter la vitesse

- vérifier que la température du liquide de refroidissement est dans la section verte

> ***ATTENTION :***
> Si la température du liquide de refroidissement ne revient pas dans l'arc vert, il est recommandé d'effectuer un atterrissage de précaution à l'aérodrome le plus proche suivant la section 4B.1. ATTERRISSAGE DE PRECAUTION

Si le voyant WATER LEVEL est allumé :

- réduire la puissance moteur

- s'attendre à une perte de liquide de refroidissement

> ***AVERTISSEMENT***
> Il faut s'attendre à une hausse continue de la température du liquide de refroidissement. Préparer un atterrissage d'urgence suivant la section 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE MOTEUR COUPE

Basse température du liquide de refroidissement :

- vérifier le niveau avec le voyant WATER LEVEL

REMARQUE
Pendant une descente prolongée moteur au ralenti, la température du liquide de refroidissement peut décroître

Si le voyant WATER LEVEL est allumé :

- réduire la puissance moteur

- s'attendre à une fuite de liquide carburant

AVERTISSEMENT
Il faut s'attendre à une baisse continue de la température du liquide de refroidissement. Préparer un atterrissage d'urgence suivant la section 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE MOTEUR COUPE



4B.2.3 Température d'huile (OT)

Température d'huile moteur élevée :

- contrôler la pression d'huile moteur

Si la pression d'huile est faible :

- réduire la puissance moteur

- s'attendre à une fuite d'huile et une panne moteur. Préparer un atterrissage d'urgence suivant la section 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE MOTEUR COUPE

Si la température d'huile est dans la section verte

- réduire la puissance moteur

- augmenter la vitesse

Si la température d'huile est faible :

- augmenter la puissance moteur

- réduire la vitesse

4B.2.4 Pression d'huile (OP)

Pression d'huile élevée

- vérifier la température d'huile

- vérifier la température du liquide de refroidissement

Si les températures sont situées dans la section verte :

- Mauvaise indication possible de la pression d'huile. Surveiller les températures.

Si les températures ne sont pas situées dans la section verte :

- réduire la puissance moteur
- s'attendre à une panne moteur. Préparer un atterrissage d'urgence suivant la section 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE MOTEUR COUPE

> ***ATTENTION***
> Lors du démarrage à froid, la pression d'huile peut aller au-delà de 6,5 bar pendant 20 secondes maximum .

Pression d'huile faible :

> ***REMARQUE***
> Si le régime hélice est en-dessous de 1500 tr/min avec la manette des gaz au ralenti, l'indicateur de pression d'huile doit chuter dans la zone rouge et le voyant OIL PRESSURE s'allumer.

- réduire la puissance moteur

- s'attendre à une fuite d'huile et une panne moteur. Préparer un atterrissage d'urgence suivant la section 3.5.1. ATTERRISSAGE D'URGENCE MOTEUR COUPE



4B.2.5 Température du réducteur (GT)

Température de l'huile du réducteur élevée :

- réduire la puissance moteur
- augmenter la vitesse

4B.2.6 Température carburant (FUEL TEMP)

Température carburant élevée :

- réduire la puissance moteur
- augmenter la vitesse

Température carburant basse :

- augmenter la puissance moteur
- réduire la vitesse

4B.3 INDICATION DE PANNE ELECTRIQUE SUR LE PANNEAU ANNONCIATEUR

4B.3.1 Tension faible (voyant LOW VOLT)

Ce voyant s'allume lorsque la tension (14V) descend en dessous de 12,6V.

Raisons possibles :

- problème sur l'alimentation électrique
- régime moteur trop bas

cas a : voyant LOW VOLTAGE au sol :

1. Disjoncteurs .... Vérifier
2. Manette de puissance moteur .... Augmenter le régime
3. Si le témoin LOW VOLTAGE ne s'éteint pas, annuler le vol.

cas b : voyant LOW VOLTAGE pendant le vol :

1. Disjoncteurs .... Vérifier
2. Equipements électriques .... Eteindre les équipements non nécessaires à la poursuite du vol
3. Si le témoin LOW VOLTAGE ne s'éteint pas .... Suivre la procédure PANNE D'ALTERNATEUR suivant section 4B.3.4

cas c : voyant LOW VOLTAGE pendant l'atterrissage :

1. Suivre la procédure (a) après l'atterrissage

4B.3.2 Panne ECU A (voyant ECU A)

cas a : le voyant ECU A s'allume au sol

- annuler le vol

cas b : le voyant ECU A s'allume en vol

ATTENTION
En cas de disfonctionnement de l'ECU A (Engine Control Unit A), le système bascule automatiquement sur l'ECU B.

1. Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

ATTENTION
Se préparer à une panne moteur et d'un atterrissage d'urgence

4B.3.3 Panne ECU B (voyant ECU B)

cas a : le voyant ECU B s'allume au sol

- annuler le vol

cas b : le voyant ECU B s'allume en vol

1. Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

ATTENTION
Se préparer à une panne moteur et un atterrissage d'urgence.

4B.3.4 Panne d'alternateur (voyant ALTERNATOR)

La panne d'alternateur est annoncée par un voyant fixe ou clignotant ALTERNATOR au panneau annonciateur d'alarmes. La batterie peut alimenter les différentes ressources pendant au moins 30 minutes.

1. Disjoncteurs .... Vérifier si les disjoncteurs correspondants sont enfoncés. Passer à l'étape 2

2. ESSENTIAL BUS .... ON

3. Equipements électriques .... Couper tous les équipements électriques non nécessaires à la poursuite du vol

4. Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

AVERTISSEMENT

L'ECU qui est absolument nécessaire pour le fonctionnement du moteur a besoin d'énergie électrique. Il est recommandé de couper tous les consommateurs de courant et de se poser aussi vite que possible. Se préparer à une panne moteur et un atterrissage d'urgence. En cas de problème électrique sévère, une batterie de secours ECU est installée.

ATTENTION

Si la capacité de la batterie n'est pas suffisante pour rejoindre un aérodrome de déroutement, une batterie de secours supplémentaire est installée dans la version IFR, en tant qu'alimentation supplémentaire pour l'horizon artificiel et le rétro-éclairage des instruments. Cette batterie est mise en fonction par le EMERGENCY SWITCH situé sur le côté gauche de la planche de bord.

4B.3.5 Panne moteur (voyant ENGINE)

1. Instruments moteurs ....Vérifier les paramètres
2. Bouton-test du panneau annonciateur d'alarmes Appuyer

REMARQUE

Si un paramètre est au sommet de la section verte, il peut arriver que le paramètre passe dans l'arc jaune ou rouge durant un court instant. Cela provoque également l'allumage du voyant ENGINE.

REMARQUE

Si un paramètre est au delà de la section verte, procéder suivant la section 4B.2 INDICATION DES INSTRUMENTS MOTEUR EN DEHORS DE LA SECTION VERTE.

4B.3.6 Panne réchauffage Pitot (voyant PITOT)

1. Réchauffage Pitot..Vérifier sur ON

REMARQUE
Le voyant PITOT s'allume lorsque le système de réchauffage est coupé ou lorsqu’il y a un défaut dans le système de réchauffage.
Une utilisation prolongée du réchauffage Pitot au sol peut entraîner l’allumage du voyant. Ceci indique que le disjoncteur thermique s’est déclenché afin de prévenir une surchauffe du réchauffage Pitot au sol. Ceci est une fonction normale du système. Après une période de refroidissement, le système de réchauffage Pitot se remet en marche automatiquement.

Si les conditions sont givrantes :

1. S'attendre à la perte des instruments alimentés par la prise statique

2. Ouvrir la vanne de statique de secours

3. Quitter la zone givrante

4B.3.7 Bas niveau carburant (voyant LOW FUEL)

1. Pompe de transfert carburant..............................ON

2. Quantité de carburant restante............................Vérifier

ATTENTION

Dès que le niveau de carburant est inférieur à 3 US gal (+2/-1 US gal) dans le réservoir principal, le message LOW FUEL apparaît. Cette indication est valable pour un vol horizontal en palier. Le message peut apparaître durant des virages en glissade ou en tournant lors du roulage.

Si le voyant ne s'éteint pas :

- s'attendre à une panne carburant

- se tenir prêt à effectuer un atterrissage d'urgence

- procéder à un atterrissage d'urgence moteur coupé suivant section 3.5.1 ATTERRISSAGE D'URGENCE MOTEUR COUPE

AVERTISSEMENT

Si la pompe haute pression aspire de l'air (par exemple si le sélecteur de réservoir est en position Emergency Fuel Transfert et que le réservoir auxiliaire est vide), une inspection de la pompe est nécessaire avant le vol suivant.

4B.4 INDICATION DE PANNE ELECTRIQUE SUR L'INSTRUMENTATION AUXILIAIRE MOTEUR

4B.4.1 Voyant de surconsommation électrique (GENERATOR)

Ce voyant s'allume dès qu'une surconsommation de courant apparaît

Les causes possibles peuvent être :

- un défaut dans un câblage ou un équipement électrique

1. Equipements électriques ....Couper toutes les servitudes électriques non indispensables pour réduire la consommation

Si le problème persiste :

2. Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

4B.4.2 Voyant VOLT

Basse tension :

1. Disjoncteur ....Vérifier
2. Equipements électriques ....Couper les équipements non indispensables

Si le voyant LOW VOLTAGE s'allume sur l'instrumentation auxiliaire moteur (AED 125) :

3. Suivre la procédure indiquée en section 4B.3.4 PANNE ALTERNATEUR

Surtension :

- Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

4B.5 DECOLLAGE SUR UNE PISTE COURTE EN HERBE

1. Freins ....Serrer
2. Volets ....Position T/O
3. Manette des gaz...Position 100%
4. Manche ....Plein arrière
5. Freins ....Relâcher
6 Tenue d'axe..Utiliser la gouverne de direction.

> ***REMARQUE***
> Par fort vent de travers le maintien de l'axe peut être amélioré en utilisant les freins au palonnier. Toutefois la distance de roulage augmente et cette méthode n'est pas la procédure normale.

7. Manche…………………………………………….Rendre la main doucement dés que la roue avant quitte le sol.
   ....Faire décoller l'avion dès que possible et accélérer près du sol.
8. Vitesse ....66 KIAS (1150 kg)
   ....60 KIAS (1000 kg)
   ....54 KIAS (850 kg)

9. Volets ....Position UP au-dessus de l'altitude de sécurité.

10. Vitesse ....73 KIAS (1150 kg)
    ....68 KIAS (1000 kg)
    ....60 KIAS (850kg)

11. Phare d'atterrissage ....A la demande.

4B.6 PANNE DE VOLETS

Panne de l'indication de position ou du fonctionnement

- Vérifier visuellement la position des volets
- Maintenir la vitesse dans l'arc blanc si nécessaire
- Vérifier toutes les positions du contacteur des volets

Adapter la procédure d'approche en fonction de la position des volets:

(a) Seule la position UP est disponible:

Vitesses...73 KIAS (1150 kg)
....68 KIAS (1000 kg)
....60 KIAS (850 kg)

Effectuer une approche plate. Utiliser la manette des gaz pour contrôler la vitesse et le taux de descente.

(b) Seule la position T/O est disponible:

Vitesses...73 KIAS (1150 kg)
....68 KIAS (1000 kg)
....60 KIAS (850 kg)

Effectuer une approche plate. Utiliser la manette des gaz pour contrôler la vitesse et le taux de descente.

(c) Seule la position LDG est disponible:

Effectuer un atterrissage normal.

4B.7 ATTERRISSAGE A MASSE ELEVEE

> ***REMARQUE***
> La masse maxi à l'atterrissage donnée en section 2 est la masse la plus élevée lors d'un atterrissage au taux de chute maxi.
> Ce taux a été utilisé dans les calculs de structure pour déterminer les efforts sur le train d'atterrissage pendant un atterrissage particulièrement dur.

Pour se poser à une masse supérieure à 1092 kg effectuer une approche et un atterrissage comme décrit dans la section 4A en maintenant une vitesse supérieure durant l'approche :

Vitesse d'approche ....71 KIAS (1150 kg)

> ***AVERTISSEMENT***
> Le train d'atterrissage peut être endommagé par un atterrissage dur au-delà de la masse maxi à l'atterrissage.

SECTION 5
PERFORMANCES

Pages

5.1. INTRODUCTION

Les tableaux et diagrammes des pages suivantes ont été élaborés d'une part pour illustrer les performances utilisables de votre avion et d'autre part pour optimiser avec précision votre conduite du vol.
Les données présentées dans ces tableaux et diagrammes ont été déterminées lors des essais en vol de certification, en utilisant un aéronef et son moteur en bonne état de fonctionnement, les paramètres ont été corrigés aux conditions atmosphériques standard (ISA = 15° C/ 59°F et 1013.25 Hp / 29.92 inHg au niveau de la mer.)

Les tableaux de performance ne prennent pas en compte les variations de l'expérience des pilotes ou d'une qualité médiocre de l'entretien de l'aéronef. Les performances indiquées dans ces tableaux sont obtenues si les procédures sont respectées et si l'aéronef est entretenu correctement.

Pour les vols sans les carénages de roue, les dégradations de performances sont indiquées en %.

5.2. UTILISATION DES TABLEAUX ET DIAGRAMMES DE PERFORMANCE.

Les performances sont indiquées sous forme de tableaux et de diagrammes pour illustrer l'influence des différentes variables.

Ces tableaux contiennent des informations suffisamment précises afin d’être utilisées pour préparer un vol en toute sécurité avec la précision requise.

5.3. TABLEAUX DE PERFORMANCE ET DIAGRAMMES.

5.3.1 ETALONNAGE ANEMOMETRIQUE

Volets UP
Volets T/O
Volets LDG

KCAS
180
170
160
150
140
130
120
110
100
90
80
70
60
50
40

40 50 60 70 80 90 100 110 120 130 140 150 160 170 180
KIAS

5.3.2. FIGURE 5.2: PERFORMANCES EN CROISIERE

FUEL FLOW

FUEL FLOW [Liter/hour]

FUEL FLOW [US Gal./hour]

LOAD [%]

EXAMPLE:
POWERSETTING 60 % LOAD

RESULT:
FUEL FLOW 4 US Gal. per hour

5.3.3. ALTITUDE PRESSION – ALTITUDE DENSITE.

Tableau de conversion de l'altitude pression à l'altitude densité

ALTITUDE PRESSION [m]: 4000, 3500, 3000, 2500, 2000, 1500, 1000, 500, 0, -500

ALTITUDE PRESSION [ft]: 14000, 12000, 10000, 8000, 6000, 4000, 2000, 0, -2000

TEMPERATURE STANDARD

ALTITUDE DENSITE [ft]: 14000, 12000, 10000, 8000, 6000, 4000, 2000, 0

ALTITUDE DENSITE [m]: 4000, 3500, 3000, 2500, 2000, 1500, 1000, 500, 0

TEMPERATURE [°C]: -20, -10, 0, 10, 20, 30

Exemple:

1. Régler l'altimètre à 1013,25 hp (29.9 inHg) et lire l'altitude pression (900ft)
2. Déterminer la température extérieure (+ 21° C/ 70° F)
3. Lire l'altitude densité (1800ft)

Résultat: L'altitude où les performances sont respectées est 1800 ft

5.3.4.TABLEAU D'ATMOSPHERE STANDARD.

TABLEAU D'ATMOSPHERE STANDARD

TEMPERATURE D'AIR EXTERIEURE [F°]

TEMPERATURE D'AIR EXTERIEURE [C°]

ALTITUDE PRESSION [m]

ALTITUDE PRESSION [ft]

REGLAGE ALTIMETRE 1013 hPa

ISA+30°C, ISA+20°C, ISA+10°C, ISA, ISA-10°C, ISA-20°C

EXEMPLE:
TEMPERATURE EXTERIEURE 19 C°
ALTITUDE PRESSION 8000 ft
RESULTAT:
TEMPERATURE ISA +20 C°

5.3.5 VITESSES DE DECROCHAGE.

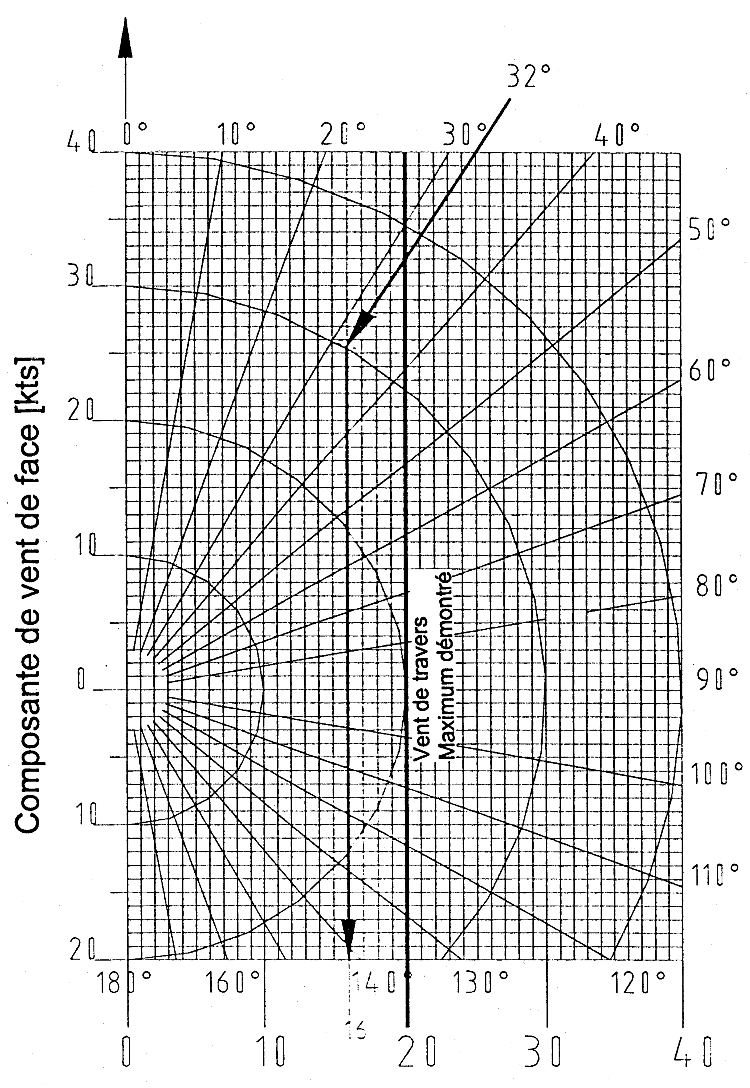
Poids: 980 kg (2161 lb) Vitesse en **KIAS**

980 kg		Inclinaison			
		0°	30°	45°	60°
VOLETS	**UP**	47	52	58	73
	T/O	44	51	58	72
	LDG	42	49	57	71

Poids: 1150kg (2535 lb) Vitesse en **KIAS**

1150 kg		Inclinaison			
		0°	30°	45°	60°
VOLETS	**UP**	52	57	66	79
	T/O	51	55	64	78
	LDG	49	55	62	76

5.3.6 COMPOSANTES DU VENT



Exemple:	Direction du vol	:360°
	Vent	:32°/30 kts
Résultat:	Composante de vent de travers	:16 kts

Vent de travers démontré: 20 kts.

5.3.7 DISTANCE DE DECOLLAGE

Conditions: -Manette de puissance moteur : Puissance maxi
-Volets : T/O (décollage)

- Vitesse de rotation roulette de nez……….. Vr=59 KIAS (1150kg)
.... Vr=55 KIAS (1000kg)
.... Vr=49 KIAS (850kg)

-Vitesses de montée initiale…………………. 66 KIAS (1150 kg)
…………………..60 KIAS (1000 kg)
............................54 KIAS (850 kg)

-Piste…………………………………………….horizontale et en dur

AVERTISSEMENT

La distance de décollage sur une piste en herbe, dépend de son état de surface (hauteur de l'herbe, souplesse du sol) on doit majorer la plus part du temps la distance de roulage de 20%. Les distances de décollage données n'incluent aucune sorte de marge de sécurité. Un mauvais état de l'aéronef, un écart avec les procédures indiquées ainsi que des mauvaises conditions extérieures (pluie, vent de travers, cisaillement de vent, piste irrégulière, avec en particulier des touffes d'herbe, de l'herbe haute, une piste mouillée) peuvent allonger considérablement la distance de roulage au décollage.

ATTENTION

Une pente de 2 % (2 m pour 100 m, ou 2 ft pour 100 ft) augmente la distance de décollage d'environ 10%. L'effet sur la distance de roulage avant décollage peut être plus important.

AVERTISSEMENT

Pour un décollage en sécurité, la longueur de piste disponible doit être au moins égale à la distance de franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft)

DISTANCE DE ROULAGE AU DECOLLAGE

Température d'air extérieure [F°]

Masse au décollage [lb]

Force du vent [m/s]

Distance de roulage au décollage [ft]

Distance de roulage au décollage [m]

Réglage Altimètre 1013 hPa

ISA+30°C, ISA+20°C, ISA+10°C, ISA STD, ISA-10°C

10.000 ft, 9000 ft, 8000 ft, 7000 ft, 6000 ft, 4000 ft, 2000 ft, 0 ft

Altitude Pression

Vent arrière

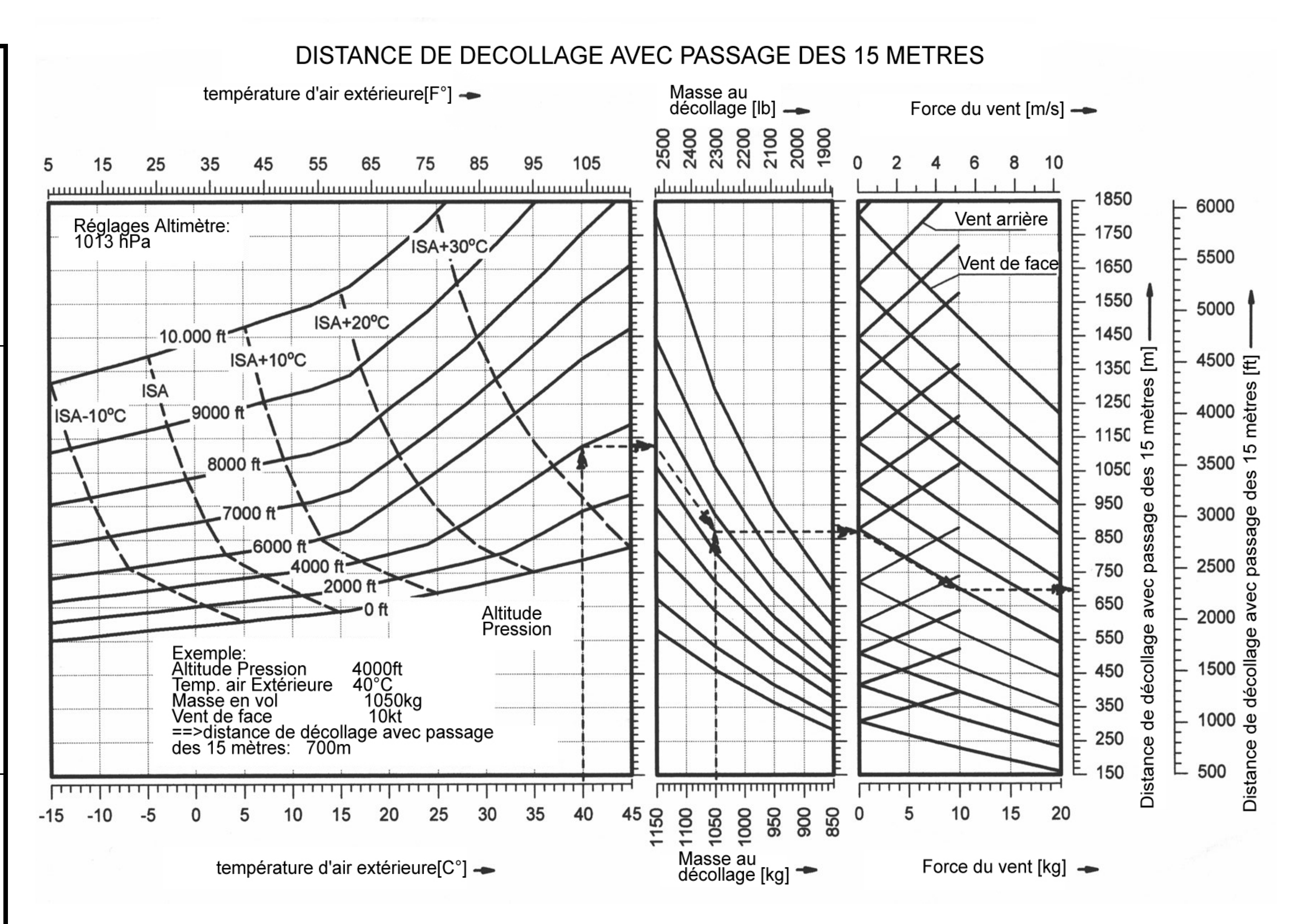
Vent de face

exemple:	
Altitude Pression	4000ft
Temp. air extérieure	40°C
Masse au décollage	1050kg
Vent de face	10kt
==> distance de roulage	330m

Température d'air extérieure [C°]

Masse au décollage [kg]

Force du vent [kts]


DISTANCE DE DECOLLAGE AVEC PASSAGE DES 15 METRES
température d'air extérieure[F°]
Masse au décollage [lb]
Force du vent [m/s]
Réglages Altimètre: 1013 hPa
ISA+30°C
ISA+20°C
ISA+10°C
ISA
ISA-10°C
10.000 ft
9000 ft
8000 ft
7000 ft
6000 ft
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude Pression
Vent arrière
Vent de face
Exemple:
Altitude Pression 4000ft
Temp. air Extérieure 40°C
Masse en vol 1050kg
Vent de face 10kt
==>distance de décollage avec passage des 15 mètres: 700m
température d'air extérieure[C°]
Masse au décollage [kg]
Force du vent [kg]
Distance de décollage avec passage des 15 mètres [m]
Distance de décollage avec passage des 15 mètres [ft]

5.3.8 PERFORMANCES EN MONTEE, MONTEE INITIALE

Conditions:

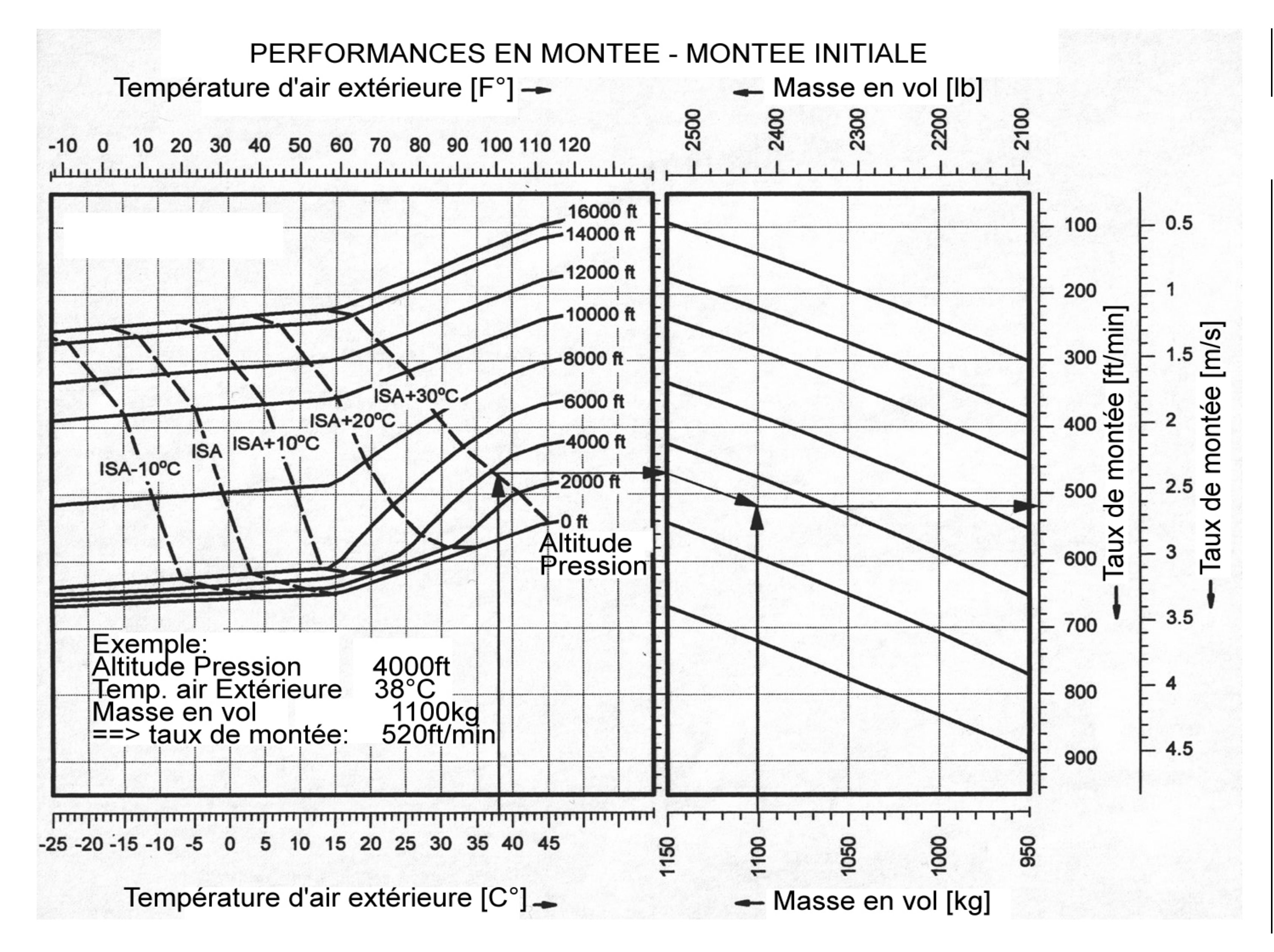
- -Manette de puissance moteur……………Puissance maxi
- -Volets……………………………………… T/O (décollage)
- - Vitesses de montée ……..……………… 66 KIAS (1150 kg)
  ………..……………..60 KIAS (1000 kg)
  ……….................…54 KIAS (850 kg)
- - Altitude………………………………………0 à 8500ft altitude pression

Remarque :

Les graphiques à la page suivante montrent le *taux* de montée. Le *gradient* de montée peut être facilement déterminé avec un diagramme, mais il peut être calculé avec la formule suivante :

$$\text{Gradient [\%]} = \frac{\text{taux de montée [fpm]}}{\text{TAS [KTAS]}} \times 0{,}95$$

$$\text{Gradient [\%]} = \frac{\text{taux de montée [m/s]}}{\text{TAS [KTAS]}} \times 190$$


PERFORMANCES EN MONTEE - MONTEE INITIALE
Température d'air extérieure [F°]
Masse en vol [lb]
16000 ft
14000 ft
12000 ft
10000 ft
8000 ft
6000 ft
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude Pression
ISA+30°C
ISA+20°C
ISA+10°C
ISA
ISA-10°C
Exemple:
Altitude Pression 4000ft
Temp. air Extérieure 38°C
Masse en vol 1100kg
==> taux de montée: 520ft/min
Taux de montée [ft/min]
Taux de montée [m/s]
Température d'air extérieure [C°]
Masse en vol [kg]

5.3.9. PERFORMANCES EN MONTEE, MONTEE NORMALE

Conditions: -Manette de puissance moteur……………….Puissance maxi
-Volets…………………………………………. T/O (décollage)
- Vitesses de montée ……..………………… 73 KIAS (1150 kg)
…………………………..68 KIAS (1000 kg)
……..........................…60 KIAS (850 kg)

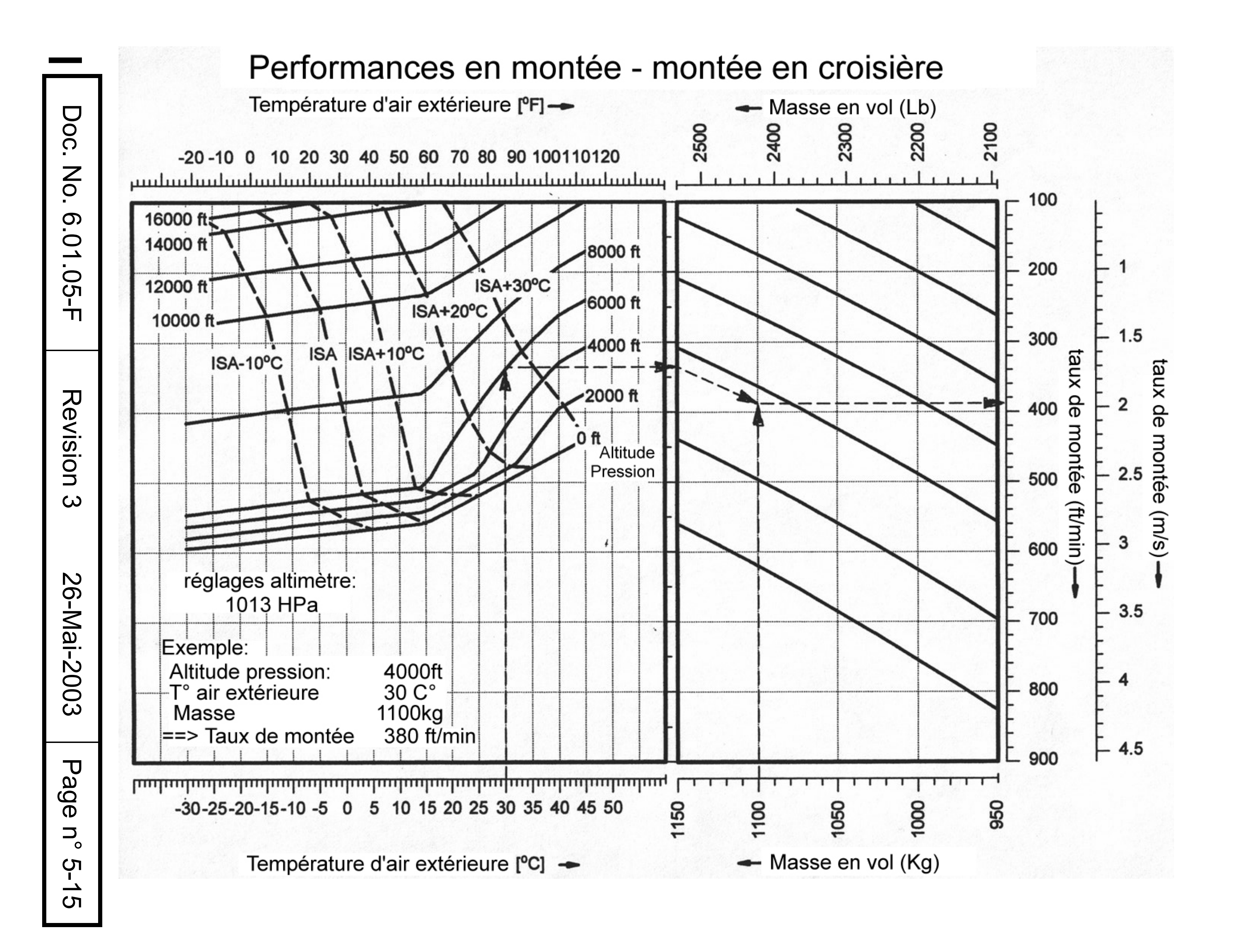
- Altitude…………………………………………0 à 8500ft pression

Remarque :

Les graphiques à la page suivante montrent le *taux* de montée. Le *gradient* de montée peut être facilement déterminé avec un diagramme, mais il peut être calculé avec la formule suivante :

$$\text{Gradient [\%]} = \frac{\text{taux de montée [fpm]}}{\text{TAS (KTAS)}} \times 0{,}95$$

$$\text{Gradient [\%]} = \frac{\text{taux de montée [m/s]}}{\text{TAS (KTAS)}} \times 190$$


Performances en montée - montée en croisière
Température d'air extérieure [ºF]
-20 -10 0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 110 120
Masse en vol (Lb)
2500 2400 2300 2200 2100
16000 ft
14000 ft
12000 ft
10000 ft
8000 ft
6000 ft
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude Pression
ISA+30ºC
ISA+20ºC
ISA+10ºC
ISA
ISA-10ºC
réglages altimètre:
1013 HPa
Exemple:
Altitude pression: 4000ft
T° air extérieure 30 C°
Masse 1100kg
==> Taux de montée 380 ft/min
taux de montée (ft/min)
100 200 300 400 500 600 700 800 900
taux de montée (m/s)
1 1.5 2 2.5 3 3.5 4 4.5
-30 -25 -20 -15 -10 -5 0 5 10 15 20 25 30 35 40 45 50
Température d'air extérieure [ºC]
1150 1100 1050 1000 950
Masse en vol (Kg)

5.3.10. VITESSE DE CROISIERE (VITESSE VRAIE TAS)

5.3.11 DISTANCE D'ATTERRISSAGE – VOLETS LDG (atterrissage)

Conditions: -Manette des gaz……………………….plein réduit
-Volets……………………………………LDG (position atterrissage)
-Vitesse d'approche……………………71 KIAS (1150 kg)
…………………….63 KIAS (1000 kg)
…………………….58 KIAS (850 kg)

-Piste…………………………………….horizontale et en dur

Valeurs pour ISA et MSL, à 1150 kg	
Distance d'atterrissage avec franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft)	744 m
Distance de roulage	287 m

ATTENTION

Sur une piste en herbe , suivant son état de surface (en particulier son humidité), la distance de roulage peut être jusqu'à 50% supérieure à celle sur une piste en dur.

Un mauvais état de l'aéronef, un écart des procédures indiquées ainsi que des mauvaises conditions extérieures (pluie, vent de travers, condition de vent défavorable, etc.) peuvent allonger considérablement la distance à l'atterrissage.

REMARQUE

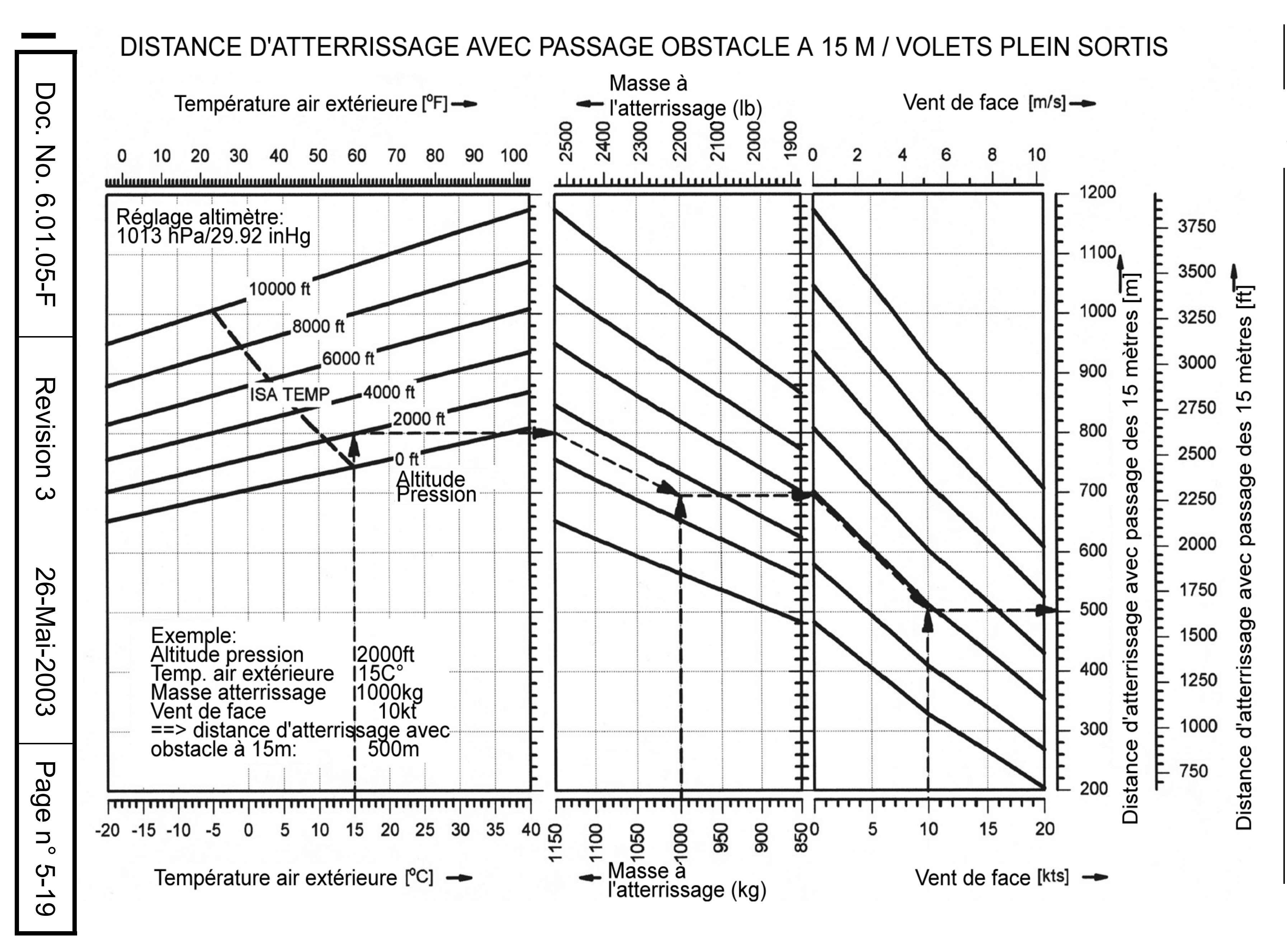
Une vitesse d'approche élevée augmente considérablement la distance d'atterrissage

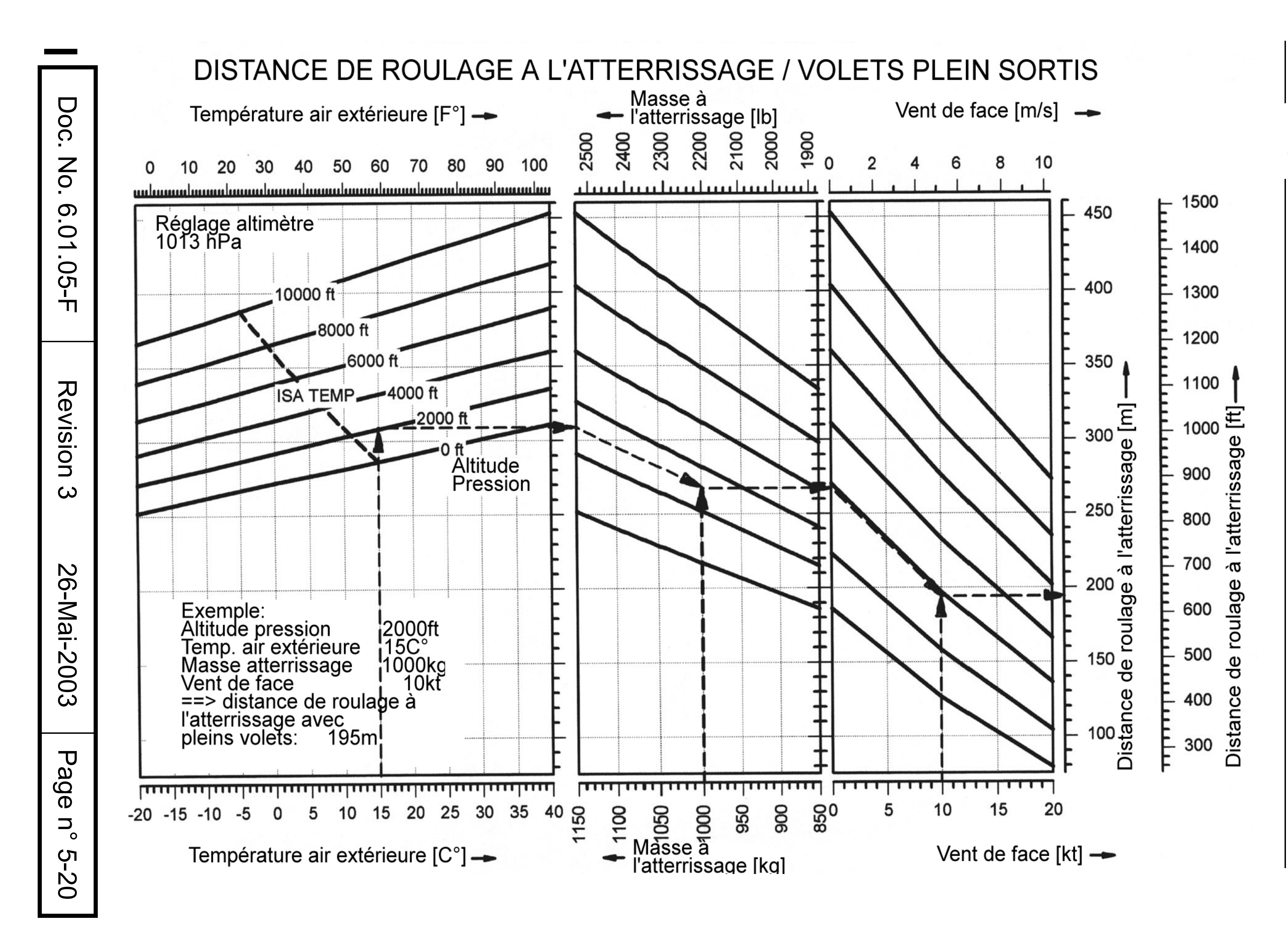
ATTENTION

Une pente de 2 % (2 m pour 100 m, ou 2 ft pour 100 ft) augmente la distance d'atterrissage d'environ 10%. L'effet sur la distance de roulage peut être plus important.

AVERTISSEMENT

Pour un atterrissage en sécurité, la longueur de piste disponible doit être au moins égale à la distance de franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft) à l'atterrissage.


DISTANCE D'ATTERRISSAGE AVEC PASSAGE OBSTACLE A 15 M / VOLETS PLEIN SORTIS
Température air extérieure [°F]
Masse à l'atterrissage (lb)
Vent de face [m/s]
Réglage altimètre: 1013 hPa/29.92 inHg
10000 ft
8000 ft
6000 ft
ISA TEMP
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude Pression
Exemple:
Altitude pression 2000ft
Temp. air extérieure 15C°
Masse atterrissage 1000kg
Vent de face 10kt
==> distance d'atterrissage avec obstacle à 15m: 500m
Température air extérieure [°C]
Masse à l'atterrissage (kg)
Vent de face [kts]
Distance d'atterrissage avec passage des 15 mètres [m]
Distance d'atterrissage avec passage des 15 mètres [ft]


DISTANCE DE ROULAGE A L'ATTERRISSAGE / VOLETS PLEIN SORTIS
Température air extérieure [F°]
Masse à l'atterrissage [lb]
Vent de face [m/s]
Réglage altimètre 1013 hPa
10000 ft
8000 ft
6000 ft
ISA TEMP
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude Pression
Exemple:
Altitude pression 2000ft
Temp. air extérieure 15C°
Masse atterrissage 1000kg
Vent de face 10kt
==> distance de roulage à l'atterrissage avec pleins volets: 195m
Distance de roulage à l'atterrissage [m]
Distance de roulage à l'atterrissage [ft]
Température air extérieure [C°]
Masse à l'atterrissage [kg]
Vent de face [kt]

5.3.12 DISTANCE D' ATTERRISSAGE – VOLETS UP (plein rentrés)

Conditions: -Manette de puissance moteur…………plein réduit
-Volets……………………………………UP
-Vitesse d'approche……………………..71 KIAS (1150 kg)
……………………..63 KIAS (1000 kg)
……………………..58 KIAS (850 kg)
-Piste………………………………………horizontale et en dur

Valeurs pour ISA et MSL, à 1150 kg	
Distance d'atterrissage avec franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft)	916 m
Distance de roulage	304 m

ATTENTION

Sur une piste en herbe , en fonction de son état de surface (en particulier son humidité), la distance de roulage augmente de 50 %.

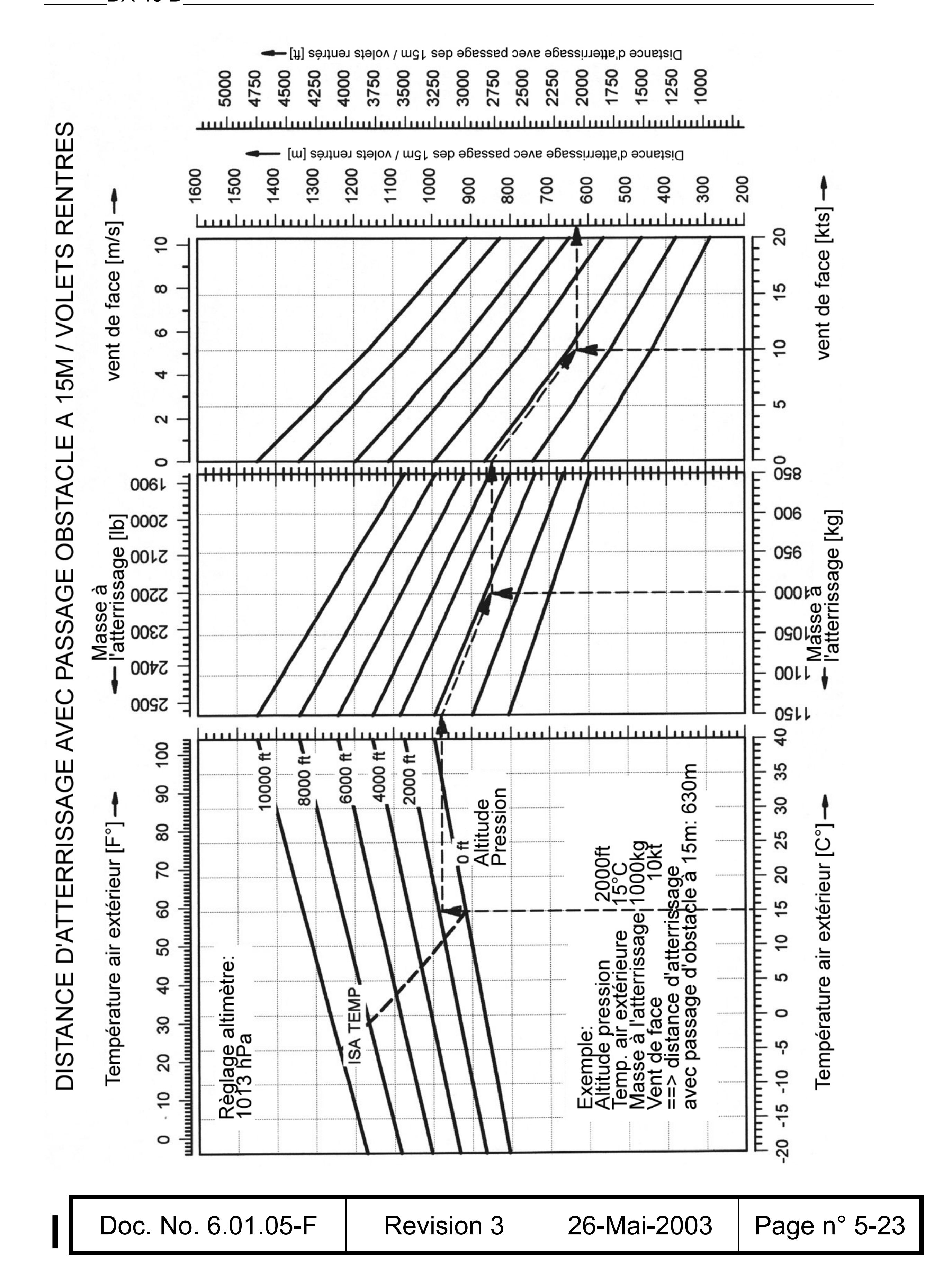
Un mauvais état de l'aéronef, un écart des procédures indiquées ainsi que des mauvaises conditions extérieures (pluie, vent de travers, condition de vent défavorable, etc.) peuvent allonger considérablement la distance à l'atterrissage.

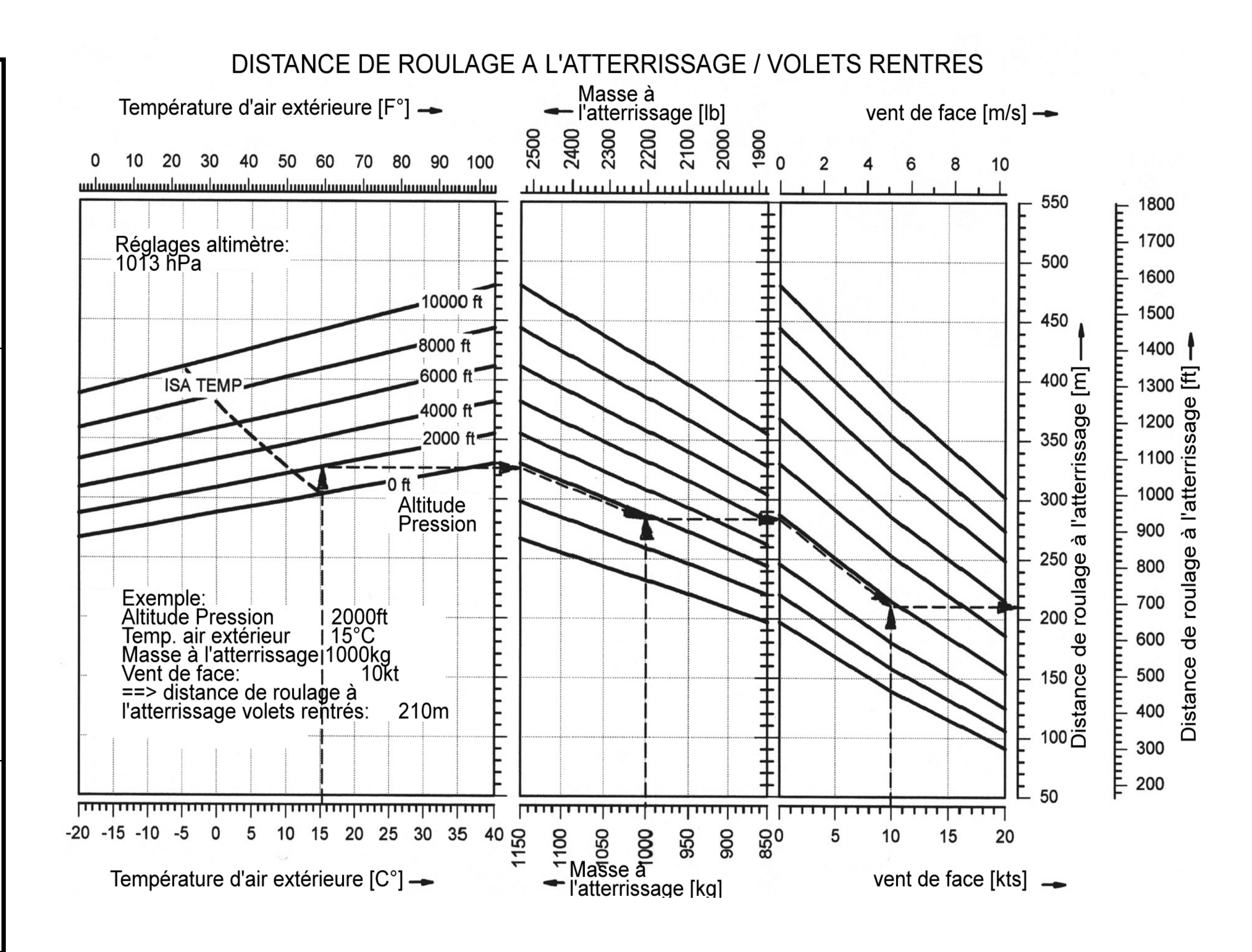
ATTENTION

Une pente de 2 % (2 m pour 100 m, ou 2 ft pour 100 ft) augmente la distance d'atterrissage d'environ 10%. L'effet sur la distance de roulage peut être plus important.

AVERTISSEMENT

Pour un atterrissage en sécurité, la longueur de piste disponible doit être au moins égale à la distance de franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft) à l'atterrissage.


DISTANCE D'ATTERRISSAGE AVEC PASSAGE OBSTACLE A 15M / VOLETS RENTRES
Température air extérieur [F°]
Masse à l'atterrissage [lb]
vent de face [m/s]
Distance d'atterrissage avec passage des 15m / volets rentrés [ft]
Distance d'atterrissage avec passage des 15m / volets rentrés [m]
vent de face [kts]
Masse à l'atterrissage [kg]
Température air extérieur [C°]
Réglage altimètre:
1013 hPa
10000 ft
8000 ft
6000 ft
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude
Pression
ISA TEMP
Exemple:
Altitude pression 2000ft
Temp. air extérieure 15°C
Masse à l'atterrissage 1000kg
Vent de face 10kt
==> distance d'atterrissage
avec passage d'obstacle à 15m: 630m


DISTANCE DE ROULAGE A L'ATTERRISSAGE / VOLETS RENTRES
Température d'air extérieure [F°]
Masse à l'atterrissage [lb]
vent de face [m/s]
Réglages altimètre: 1013 hPa
10000 ft
8000 ft
6000 ft
4000 ft
2000 ft
0 ft
Altitude Pression
ISA TEMP
Exemple:
Altitude Pression 2000ft
Temp. air extérieur 15°C
Masse à l'atterrissage 1000kg
Vent de face: 10kt
==> distance de roulage à l'atterrissage volets rentrés: 210m
Distance de roulage à l'atterrissage [m]
Distance de roulage à l'atterrissage [ft]
Température d'air extérieure [C°]
Masse à l'atterrissage [kg]
vent de face [kts]

5.3.13 PENTE DE MONTEE EN REMISE DES GAZ

Le DA 40 D garde une pente montée constante de 4,86% (soit un angle de 2,8°) dans les conditions suivantes:

- Masse : masse maxi en vol (1150 kg)
- Puissance : décollage
- Volets : LDG
- Vitesse : 70 KIAS
- ISA, MSL

5.3.14 DONNEES DE BRUIT APPROUVEES

avec tube d'échappement :

ICAO Annexe 16 chapitre 10 : 78,7 dB(A)
JAR- 36 Subpart C : 78,7 dB(A)

Avec silencieux supplémentaire:

ICAO Annexe 16 chapitre 10 : 69,5 dB(A)
JAR-36 Subpart C : 69,5 dB(A)

SECTION 6
MASSE ET CENTRAGE

6.1. INTRODUCTION

Pour obtenir les performances, les qualités de vol et une mise en œuvre en toute sécurité comme décrite dans ce manuel de vol, l'aéronef doit être utilisé à l'intérieur de la plage de centrage et de chargement indiquée dans cette section.

Il est de la responsabilité du pilote de respecter les limitations de masse et de centrage et de prévoir les modifications engendrées par la consommation de carburant en vol. La plage de centrage autorisée en vol est décrite dans la section 2.

La méthode de calcul du centrage en vol est indiquée dans cette section. De plus il existe un inventaire détaillé des équipements approuvés sur cet avion (liste des équipements) ainsi qu'une liste des équipements installés lors de la pesée (inventaire).

Avant de livrer un aéronef, la masse à vide et son centrage sont déterminés.
La pesée est reportée sur une fiche de pesée du modèle de la figure 6.1 et sur un rapport de centrage du modèle de la section 6.3. RAPPORT DE MASSE ET CENTRAGE

REMARQUE

Après un changement d'équipement, une nouvelle masse à vide et le centrage correspondant doivent être déterminés par calcul ou pesée. Après chaque réparation, peinture, la masse à vide doit être déterminée par une nouvelle pesée.
La masse à vide, le centrage et la charge utile doivent être consignés sur la fiche de pesée par une personne autorisée.

> Remarque :
> Se référer au chapitre 1.6 Unités et mesures pour les conversions d'unités US et ISO et vice-versa.

6.2. PLAN DE REFERENCE

Le plan de référence(DP) est un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion vers l'avant quand vous regardez dans le sens du vol. L'axe longitudinal de l'avion est parallèle au dessus d'une cale de 600:31 posée sur le dos du fuselage devant le plan fixe vertical. Quand la cale est à niveau, le plan de référence est vertical. Ce plan de référence se situe à 2.194 mètres (86.38 in) en avant de la nervure d'emplanture

6.3 RAPPORT DE MASSE ET CENTRAGE

La masse à vide et le centrage correspondant sont établis avant la livraison de l'avion. Ces données sont utilisées en premier dans le rapport de masse et centrage. Chaque changement dans les équipements fixes, et toutes les réparations de l'avion affectant la masse à vide ou le centrage doivent être enregistrés à la suite dans le rapport de masse et centrage.

Pour le calcul de la masse en vol et du centrage (ou moment) correspondant, la masse à vide et le centrage (moment) à jour sur le rapport de masse et centrage, doivent toujours être utilisés.

Conditions pour déterminer la masse à vide de l'avion:

- Equipement selon la liste d'inventaire des équipements (voir la section 6.5)
- Incluant le liquide de frein, l'huile (6 litres=6,3 qts), l'huile réducteur (0,9 litre = 0,95 qts), le liquide de refroidissement (6,0 litres=6,3 qts), plus le carburant inutilisable (7,6 litres=environ 2 US gal).

RAPPORT DE MASSE ET CENTRAGE

(Rapport continu des changements structurels ou d'équipements)

DA 40 D				**N° de série :**			Immatriculation :			Page N°		
Date	N°de pose		Description des pièces ou des modifications	Changement de masse						Masse à vide actuelle		
				Adition(+)			Soustraction(-)					
	Montage	Démontage		Masse	Bras de levier	Moment	Masse	Bras de levier	Moment	Masse	Bras de levier	Moment
				[kg]	[m]	[kgm]	[kg]	[m]	[kgm]	[kg]	[m]	[kgm]
			A la livraison	/	/	/	/	/	/			

6.4 MASSE ET CENTRAGE EN VOL

Les informations suivantes vous permettent d'utiliser votre DA 40 D à l'intérieur des limites de masse et de centrage autorisés. Pour le calcul de la masse en vol et du centrage correspondant, les tableaux et diagrammes suivants sont nécessaires.

6.4.1 Bras de levier
6.4.2 Diagramme de chargement
6.4.3 Calcul des conditions de chargement
6.4.4 Plage de centrage autorisée
6.4.5 Plage de Moment autorisée

Les diagrammes doivent être utilisés comme ci dessous:

1. Prendre sur le rapport de masse et centrage de votre avion, la masse à vide et le moment correspondant, puis les entrer dans les cases appropriées du tableau 6.4.3-"CALCUL DES CONDITIONS DE CHARGEMENT" sous la colonne marquée "votre DA 40 D".

2. Lire les jauges à carburant pour déterminer la quantité de carburant. Si une jauge indique 15 US Gal, il se peut que l'on ait jusqu'à 19,5 US Gal dans un réservoir Long Range. Dans ce cas, la quantité exacte de carburant doit être mesuré avec la jauge manuelle.

3. Multiplier chaque masse par son bras de levier respectif afin d'obtenir pour chaque item de chargement le moment et le reporter dans les cases appropriées du tableau 6.4.3 – "CALCUL DES CONDITIONS DE CHARGE".

4. Additionner les masses, puis les moments dans leurs colonnes respectives. Le résultat des moments doit être arrondi. La position du centre de gravité est calculée en divisant le total des moments par la masse totale (utiliser la ligne 5 avec les réservoirs vide et la ligne 7 si l'avion est prêt à voler). Le résultat du centrage doit être compris à l'intérieur des limites.

   La masse totale et la position du centre de gravité doivent être entrés comme Illustré dans le diagramme 6.4.4 "PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE"

   Ce graphique permet de vérifier si vous utilisez votre avion dans la plage de centrage autorisée.

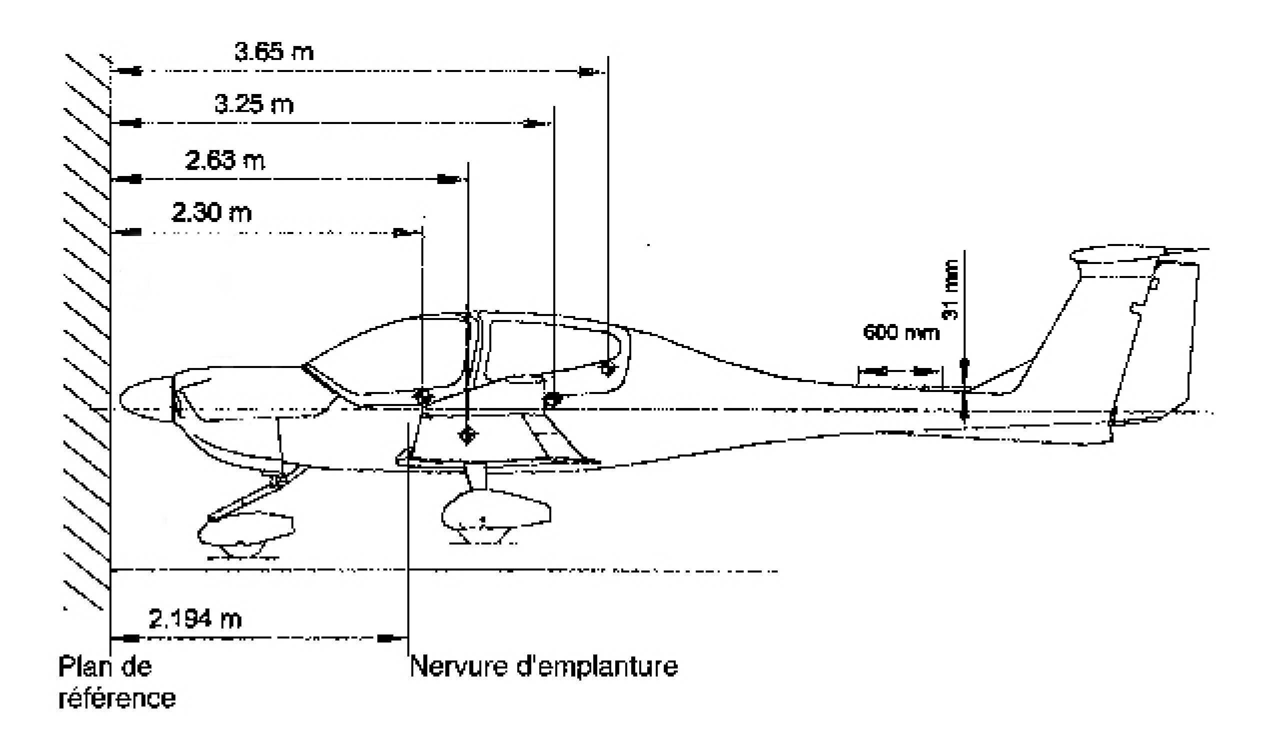
5. Méthode graphique:

Les moments sont déterminés avec le diagramme 6.4.2 "DIAGRAMME DE CHARGEMENT". Le poids et le moment de chaque item de chargement sont additionnés. Alors le diagramme 6.4.5 "MOMENTS AUTORISES" est utilisé pour vérifier si le moment total associé à la masse totale est dans la plage autorisée.

Les résultats trouvés avec la méthode graphique sont cependant imprécis.
En cas de doute les résultats doivent être vérifiés en utilisant la méthode exacte donnée ci dessus.

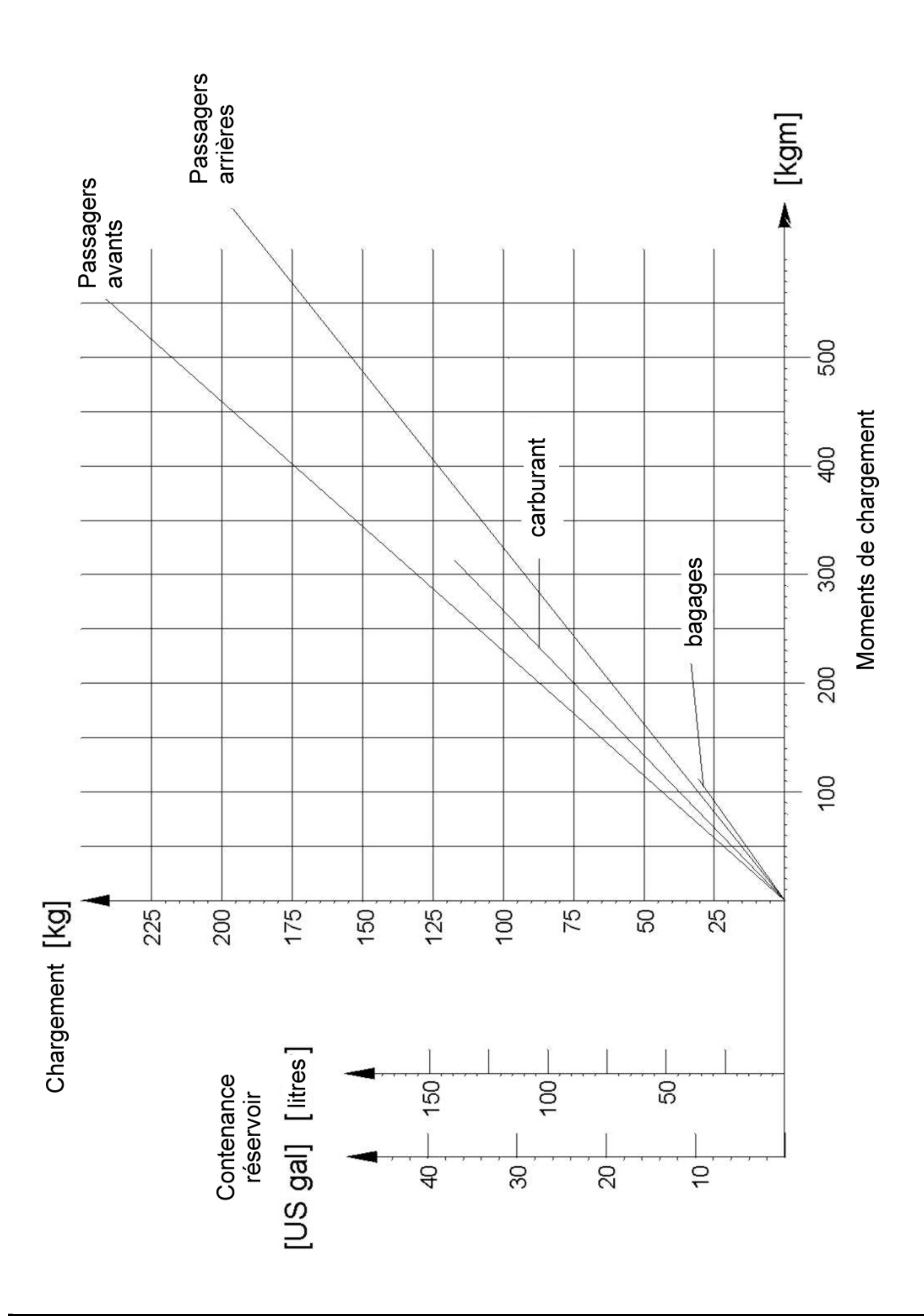
6.4.1 BRAS DE LEVIER

les bras de levier les plus importants en arrière du plan de référence sont les suivants:



-	Sièges avant	:	2.30 m	90.6 in
-	Sièges arrière	:	3.25 m	128.0 in
-	Réservoir d'aile	:	2.63 m	103.5 in
-	Bagages	:	3.65 m	143.7 in

6.4.2 PLAN DE CHARGEMENT



6.4.3 CALCUL DU CHARGEMENT

a) Réservoir standard :

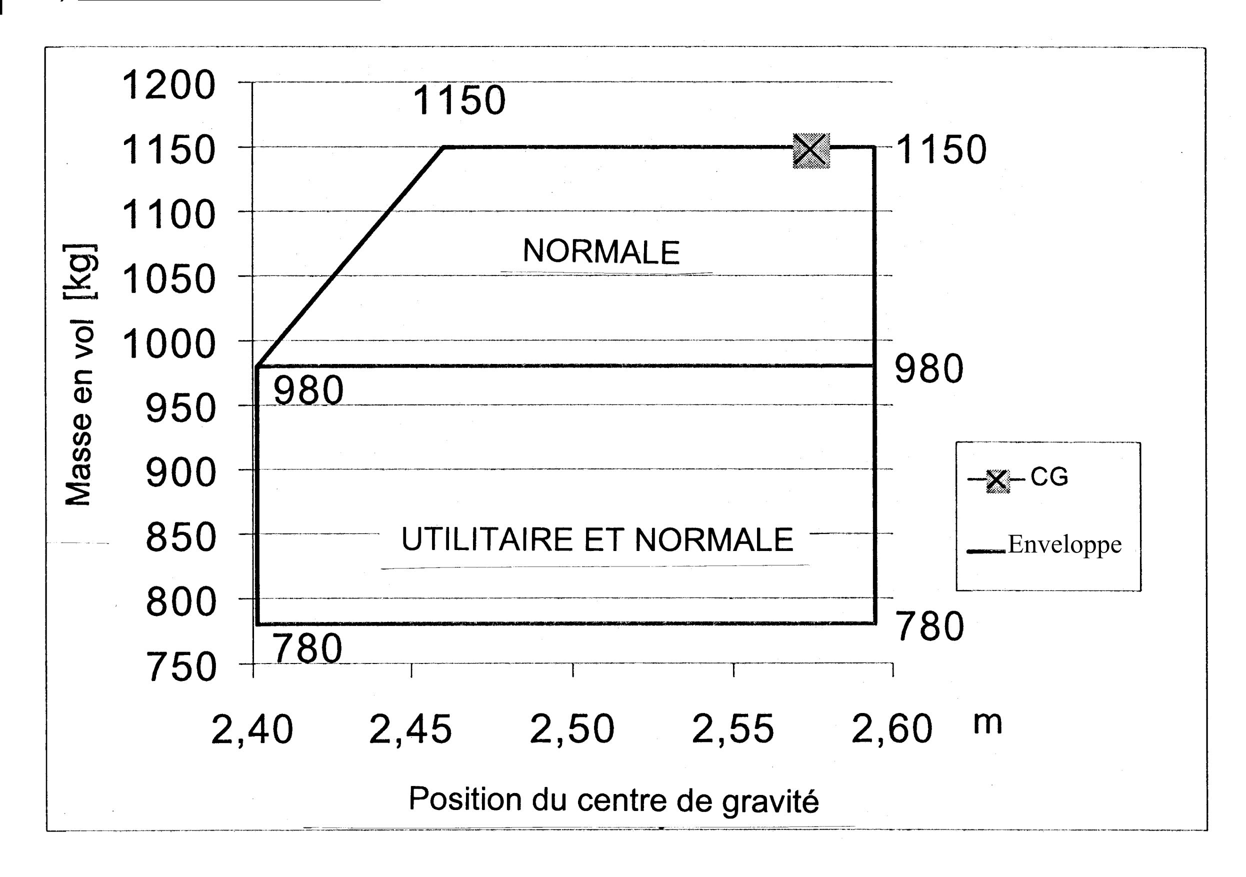
Calcul de la charge maxi	DA 40 D (exemple)		Votre DA 40 D	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1 Masse à vide (utiliser les données du rapport de masse et centrage)	735	1820		
2.Sièges avant Bras de levier 2.30 m	150	345		
3.Sièges arrière Bras de levier 3.25 m	150	487.5		
4.Bagages Bras de levier 3.65 m	0	0		
5 Masses et moments totaux avec les réservoirs vides (Total de 1.-4.)	1035	2652.5		
6.Carburant utilisable embarqué (0.80 kg/litre) Bras de levier 2.63 m	100,8	265,10		
7.Masse et moments totaux avec les réservoirs pleins (Total de 5.plus 6)	1135,8	28917,60.5		
8.Les moments totaux des lignes 5 et 7 (2652,5 et 2917,6 kgm), doivent être divisés par leurs poids totaux respectifs (1035 et 1135,8 kg) puis reportés sur le diagramme 6.4.4 "PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE". Comme dans notre exemple les positions du centre de gravité (respectivement 2.562 et 2.569 m) et les masses sont à l'intérieur de la plage autorisée, ces conditions de chargement sont autorisées.				

b) Réservoir Long Range :

Calcul de la charge maxi	DA 40 D (exemple)		Votre DA 40 D	
	Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1 Masse à vide (utiliser les données du rapport de masse et centrage)	735	1820		
2.Sièges avant Bras de levier 2.30 m	150	345		
3.Sièges arrière Bras de levier 3.25 m	80	260		
4.Bagages Bras de levier 3.65 m	0	0		
5 Masses et moments totaux avec les réservoirs vides (Total de 1.-4.)	965	2425		
6.Carburant utilisable embarqué (0.84 kg/litre) Bras de levier 2.63 m	100,8	265,10		
7.Masse et moments totaux avec les réservoirs pleins (Total de 5.plus 6)	1065,8	2690.10		
8.Les moments totaux des lignes 5 et 7 (2425 et 2690.1 kgm), doivent être divisés par leurs poids totaux respectifs (1035 et 1119.8 kg) puis reportés sur le diagramme 6.4.4 "PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE". Comme dans notre exemple les positions du centre de gravité (respectivement 2.513 et 2.524 m) et les masses sont à l'intérieur de la plage autorisée, ces conditions de chargement sont autorisées.				

6.4.4 PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE.

a) Réservoirs standards



Le centre de gravité montré dans le diagramme est celui de l'exemple du tableau 6.4.3 (a) "CALCUL DU CHARGEMENT", ligne 7. (conditions avant décollage).

La position du centre de gravité doit rester entre les limites:

Centrage le plus avant en vol:

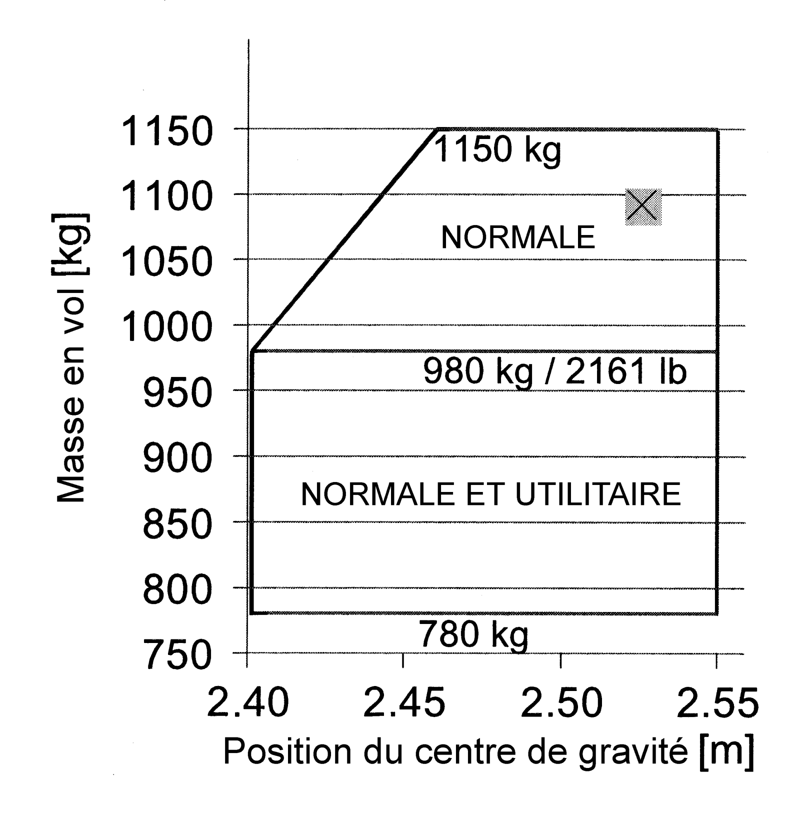
2.40 m en arrière du plan de référence de 780 kg à 980 kg.
2.46 m en arrière du plan de référence à 1150 kg.

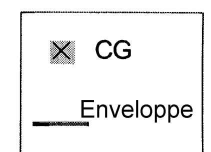
La variation est linéaire entre ces valeurs.

Centrage le plus arrière en vol:

2.59.m en arrière du plan de référence.

b) Réservoirs Long Range





Le centre de gravité montré dans le diagramme est celui de l'exemple du tableau 6.4.3 (b) "CALCUL DU CHARGEMENT", ligne 7. (conditions avant décollage).

La position du centre de gravité doit rester entre les limites:

Centrage le plus avant en vol:

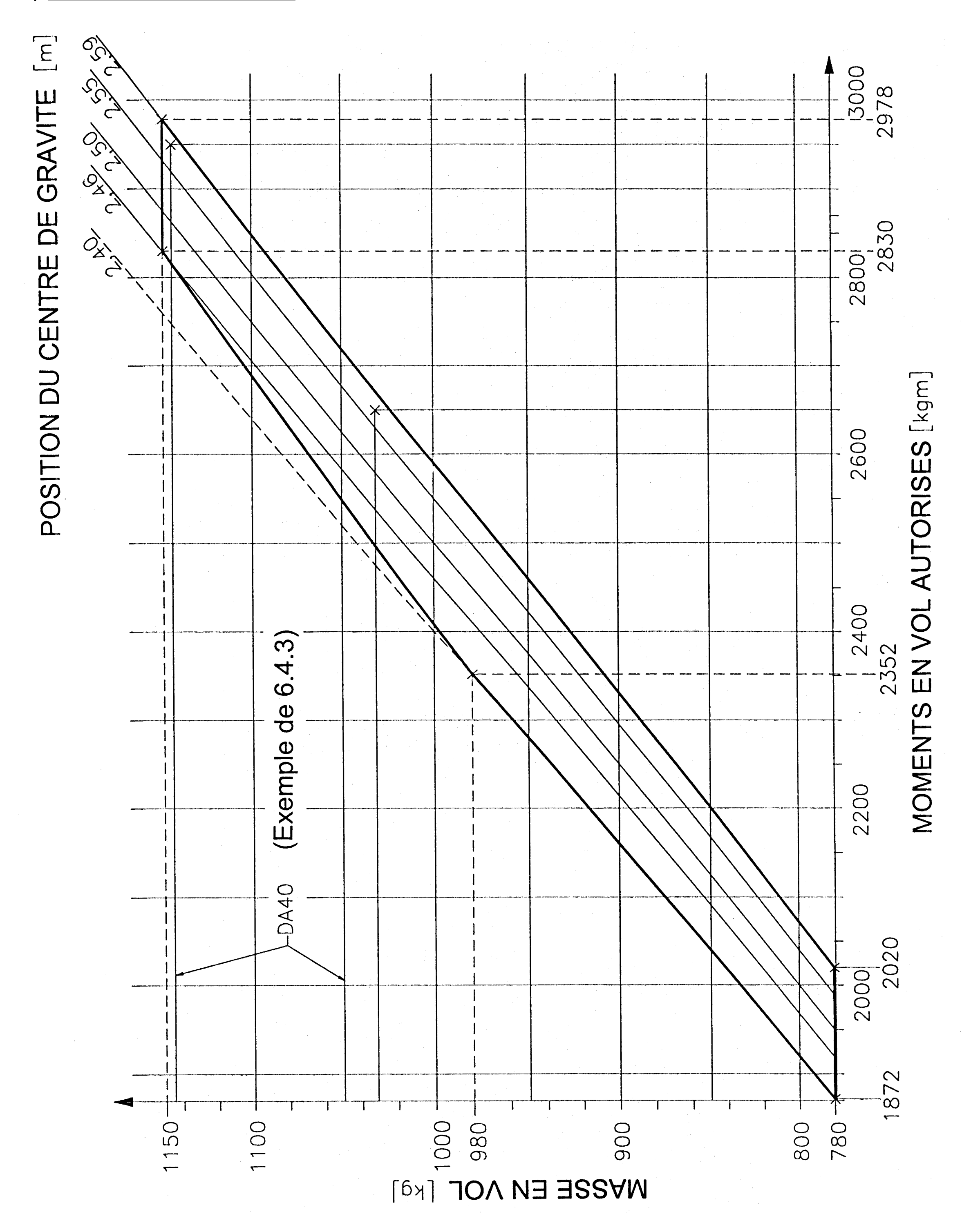
> 2.40 m en arrière du plan de référence de 780 kg à 980 kg.
> 2.46 m en arrière du plan de référence à 1150 kg.
>
> La variation est linéaire entre ces valeurs.

Centrage le plus arrière en vol:

> 2.55 m en arrière du plan de référence.

6.4.5 MOMENTS AUTORISES.

a) Réservoirs standards



b) Réservoirs Long Range

POSITION DU CENTRE DE GRAVITE

2.55 m
2.50 m
2.46 m
2.40 m

DA40D (Exemple de 6.4.3)

MASSE EN VOL [kg]

1150 1100 1000 980 900 800 780

MOMENTS EN VOL AUTORISES [kgm]

1872 2000 2020 2200 2352 2400 2600 2800 2830 2932,5 3000

6.5 LISTE DES EQUIPEMENTS

Tous les équipements indiqués sur la liste suivante, peuvent être montés sur le DA 40 –D.

Les équipements figurant dans votre appareil sont cochés dans la colonne « installé », et constituent la liste des équipements.

N° de série de l'avion:		Immatriculation:		Date	
Description	**Type**	**P/N**	**Fabriquant**	**S/N**	**Installé**
REFROIDISSEMENT AVIONIQUE					
Ventilateur	ACF314	ACF314	Sandia aerospace		
COMMUNICATION					
Antenne COMM 1	DMC 63-1/A	Sans	DM		
Antenne COMM 2	DMC63-2		DM		
COMM #1[8]	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
COMM #1[8]	GNS 530	011-00550-10	Garmin		
COMM#2	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
Boite mélange radio /markers ICS[3]	GMA 340	011-00401-10	Garmin		
ICS[3]	PM 1000 II	11922	PS Engineering		
Casque Pilote	Echelon 100	Sans	Telex		
Casque copilote	Echelon 100	Sans	Telex		
Casque passager G	Echelon 100	Sans	Telex		
Casque passager D	Echelon 100	Sans	Telex		
Haut-parleur	FRS8/4 Ohms	Sans	Visaton		
Micro à main	100TRA	62800-001	TELEX		
PILOTE AUTOMATIQUE :	KAP 140		Bendix/King		
Calculateur de vol[9]	KC 140	065.00176-5402 (avant MSB40-018)	Bendix-King		
Calculateur de vol[9]	KC 140	065.00176-7702 (avant MSB40-018)	Bendix-King		
Calculateur de vol[9]	KC 140	065.00176-5403 (après MSB40-018)	Bendix-King		
Calculateur de vol[9]	KC 140	065.00176-7703 (après MSB40-018)	Bendix-King		
Servo de profondeur	KS 270C	065.00178-2500	Bendix-King		
Support de servo de profondeur	KM 275	065.00030-0000	Bendix-King		
Servo d'ailerons	KS 271C	065.00179-0300	Bendix-King		
Support de servo d'ailerons	KM 275	065.00030.0000	Bendix-King		
Servo de trim de profondeur	KS 272C	065-00180-35000	Bendix-King		
Support de servo de trim	KM 277	065.00041-0000	Bendix-King		

N° de série de l'avion:		Immatriculation:		Date	
Description	**Type**	**P/N**	**Fabriquant**	**S/N**	**Installé**
Module de configuration	KCM 100	071.00073-5000	Bendix-King		
Alerte sonore	SC	SC 628	Mallory		
Manche		DA4-2213-12-90	DAI		
Bouton CWS		031-00514-0000	Bendix-King		
Bouton déconnection AP		031-00428-0000	Bendix-King		
Bouton de trim de profondeur		200.09187-0000	Bendix-King		
Electricité de bord					
Batterie	G35	Sans	GILL		
Batterie de secours	SLA Battery	LC-RA1212P	Panasonic		
Excitation d'alternateur	SLA Battery	LC-R121R3PU	Panasonic		
Prise de park.			DAI		
Convertisseur de tension	RB-125	RB125-BP31	KGS Electronics		
Batterie emergency (28x)	MN1500 AA		DURACELL		
Testeur backup batterie ECU		500690	Krutz		
DC/AC Inverter	MD26	MD26-14	Mid Continent		
EQUIPEMENT					
Ceinture de sécurité pilote	5-01-1C0701-LH	918	Schroth		
Ceinture de sécurité co-pilote	5-01-1C0701-RH	918	Schroth		
Ceinture de sécurité PAX D	5-01-1B0701-RH	918	Schroth		
Ceinture de sécurité PAX G	5-01-1B0701-LH	918	Schroth		
ELT[1]		E-01	ACK		
Contacteur ELT[1]		E0105	ACK		
Antenne ELT[1]		E0109	ACK		
ELT[1]	JE2-NG	JE2-1978-1NG	JOLLIET Electronique		
Contacteur ELT[1]		JE2-1978-16	JOLLIET Electronique		
Antenne ELT[1]		JE2-1978-73	JOLLIET Electronique		
ELT[1]	C406-1	453-5002-( )[10]	Artex		
Contacteur ELT[1]		345-6196-04	Artex		
Antenne ELT[1]		110-338	Artex		
Buzzer[1]		130-4004	Artex		
CONTRÔLES EN VOL					
Avertisseur de décrochage		DAI-9031-00-00	DAI		
Contrôle des volets (TB)		500510	Krutz		
Commande des volets		500535	Krutz		
EQUIPEMENT DE SECURITE					
Extincteur portable		HAL1	AIR TOTAL		
Trousse de secoure					
CARBURANT					
Pompe de transfert carburant		1168941	Dukes inc.		
HYDRAULIQUE					
Maître cylindre	Sans	10-54A	Cleveland		
Clapet de frein de parc	Sans	60-5B	Cleveland		
Ensemble de frein	Sans	30-329A	Cleveland		

N° de série de l'avion:		Immatriculation:		Date	
Description	**Type**	**P/N**	**Fabriquant**	**S/N**	**Installé**
INDICATEUR/SYSTEME D' ENREGISTREMENT					
Chronomètre digital	M803		Davtron		
Horamètre		85094-12	Hobbs		
Panneau d'alarme		WW-IDC 002	White Wire		
LAMPES					
Lampe de lecture de carte		W 1461.0.010	RIVORET		
Lampe de cabine		W 1461.0.010	RIVORET		
Eclairage instr./Radio		WW-LCM 001	White wire		
Assemblage lampe de casquette de tableau de bord		DA4-3311-10	DAI		
Inverseur de lampe de casquette de tableau de bord		APVL-314-8-3-L	Quantaflex		
Strobe/feu de position Gauche	A600-PR-D-14	01-0790006-04	Whelen		
Strobe/feu de position Droit	A600-PGD-14	01-0790006-06	Whelen		
Alimentation strobe	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Whelen		
Phare de roulage	70346	01-0770346-00	Whelen		
Phare d'atterrissage	70346	01-0770346-00	Whelen		
Lampe électroluminescente	Quantaflex 1600	D4D-1131-20-05	Quantaflex		
Lampe électroluminescente	Quantaflex 1600	D4D-1131-21-07	Quantaflex		
Lampe électroluminescente	Quantaflex 1600	D4D-1131-20-08	Quantaflex		
Lampe électroluminescente	Quantaflex 1600	D4D-1131-20-09	Quantaflex		
NAVIGATION					
Tube Pitot et statique avec réchauffe	Sans	DAI-9034-57-00	DAI		
Relais défaut réchauffe Pitot	Sans	D4D-3031-01-00	DAI		
Altimètre in.Hg/Mb primaire	Sans	5934PD-3	United Instr.		
Altimètre in.Hg/Mb primaire	LUN 1128	1128-12B8	Mikrotechna		
Altimètre in.Hg/Mb secondaire	Sans	5934PD-3	United Instr.		
Altimètre in Hg/Mb secondaire	LUN 1128	1128-12B8	Mikrotechna		
Variomètre	sans	7000	United Instr.		
Variomètre	LUN 1144	1144-A2B3	Mikrotechna		
Anémomètre		8025	United instr.		
Anémomètre	LUN 1116	1116-B2B3	Mikrotechna		
Compas magnétique	Sans	C2400L4P	Airpath		
Gyro directionnel[5]	4000B-31	1U262-002-42	Sigma-Tek		
Gyro directionnel[5]	4000C-17	1U262-042-3	Sigma-Tek		
Horizon artificiel	1100-14LK(0D)	504-0110-926	BF- Goodrich		
Horizon artificiel	1100-14LK(2D)	504-0110-927	BF- Goodrich		
Horizon artificiel	LUN 1241	1241.A4Y4W	Mikrotechna		
Bille aiguille (info PA)[4]	1394T100-(3Z)	sans	Electric Gyro Corp		
Bille aiguille[4]	1394T100-(12RZ)	sans	Mid Continental Instr.		
Transpondeur	GTX 327	011-00490-00	Garmin		
Antenne transpondeur	KA60	071-01591-0001	Bendix/King		
Alticodeur	SAE5-35	305154-00	Sandia		
Coupleur d'antenne NAV[6]	CI 507		Comant		
Double coupleur antenne NAV et GS[6]	CI 1125		Comant		
Antenne VOR/LOC/GS	CI157P		Comant		
NAV/COM/GPS#1[8]	GNS 430	011-00280-10	Garmin		

N° de série de l'avion:		Immatriculation:		Date	
Description	**Type**	**P/N**	**Fabriquant**	**S/N**	**Installé**
NAV/COM/GPS#1[8]	GNS 530	011-00550-10	Garmin		
NAV/COM/GPS#2	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
CDI, VOR/LOC/GS#1	GI 106A	013-00049-01	Garmin		
CDI, VOR/LOC/GS#2	GI 106A	013-00049-01	Garmin		
Antenne GPS#1	GA 56	011-00134-00	Garmin		
Antenne GPS#2	GA 56	011-00134-00	Garmin		
Panneau annonciateur GPS	MD-41-1484		Mid Continent		
Ensemble compas C/O[5]	KCS 55A		Bendix/King		
Gyro asservi	KG 102 A	060-00015-0000	Bendix/King		
HSI	KI 525 A	066-03046-0007	Bendix/King		
Unité d'asservissement	KA 51 B	071-01242-0000	Bendix/King		
Vanne de flux	KMT 112	071-01052-0000	Bendix/King		
Antenne Markers	CI102		Comant		
DME	KN 62A	066-01068-0004	Bendix/King		
Antenne DME	KA60	071-01174-0000	Bendix/King		
ADF	KR87	066-01072-0004	Bendix/King		
Antenne ADF	KA44B	071-01234-0000	Bendix/King		
Indicateur ADF	KI227	066-03063-0001	Bendix/King		
Stormscope	WX500	805-11500-001	Goodrich		
Antenne Stormscope	NY-163	805-10930-001	Goodrich		
POMPE A VIDE					
Vanne régulation dépression	2H3-2		Parker		
Dépressiomètre		5001	Varga		
Filtre pneumatique	1J7-2		Parker		
MOTEUR	TAE-125-01	02-7200-14001R(*)	Thielert		
UNITE DE CONTROLE MOTEUR	ECU	02-7610-55001R(*)	Thielert		
	ECU Software TAE-125 m2.2	02-7610-55101R(*)	Thielert		
	ECU Mapping S_DIA220	50-7610-55105R(*)	Thielert		
SYSTEME D'ECHAPPEMENT					
Tube d'échappement[2]		600400	DAI		
Pot d'échappement[2]	TTE4/53	601530	DAI		
MONITEUR PARAMETRES MOTEUR					
Panneau indicateur moteur	CED-125	02-7730-5501-(01)-(01)	Thielert		
Panneau moteur auxiliaire	AED-125	02-7730-5503-(01)-(01)	Thielert		
HELICE	MTV-6-A/187-129		MT-Propeller		
TRAIN D'ATTERRISSAGE					
Ensemble speed kit		D41-3229-00-00	DAI		
Train principal gauche		D4-3219-01-00	DAI		
Train principal droit		D4-3219-02-00	DAI		

N° de série de l'avion:		Immatriculation:		Date	
Description	**Type**	**P/N**	**Fabriquant**	**S/N**	**Installé**
Manuel de vol		Doc.n°6.01.05-F	DAI		
Système de réservoirs					
Réservoirs standards[7]	60.021		DAI		
Réservoirs Long Range[7]	60.0225		DAI		

(*) ….statuts modifiés

1. une des balises de détresse doit être installée :
ELT ACK E-01 ou ELT Jolliet JE2-NG (OÄM 40-090) ou ELT Artex C406-1 (OÄM 40 118).

2. un des système d'échappement suivant doit être installé :
tube d'échappement 60.0400 (OÄM 40-0100) ou pot d'échappement 60.1530 (OÄM 40-096).

3. un des intercoms suivant doit être installé :
PM1000II (OÄM 40-100, OÄM 40-132, OÄM 40-143 ou OÄM 40-144) ou GMA 340 (OÄM 40-136, OÄM 40-137, OÄM 40-137, OÄM 40-142, OÄM 40-145, OÄM 40-148 ou OÄM 40-149).

4. un des indicateurs bille-aiguille doit être installé :
1394T100-(3Z) (OÄM 40-100 ou OÄM 40-142) ou 1394T100-(12RZ) (OÄM 40-132, OÄM 40-136, OÄM 40-137, OÄM 40-143, OÄM 40-144, OÄM 40-145, OÄM 40-148 ou OÄM 40-149).

5. le gyro directionnel 4000B-31 (OÄM 40-100 ou OÄM 40-142) ou le gyro directionnel 4000C-17 (OÄM 40-132, OÄM 40-144 ou OÄM 40-149) ou le plateau de route KCS 55A (OÄM 40-136, OÄM 40-137, OÄM 40-143, OÄM 40-145 ou OÄM 40-148) peuvent être installés.

6. Un des coupleurs d'antennes suivant doit être installé :
CI 507 (OÄM 40-100, OÄM 40-132, OÄM 40-142, OÄM 40-143 ou OÄM 40-144) ou CI 1125 (OÄM 40-136, OÄM 40-137, OÄM 40-145, OÄM 40-148 ou OÄM 40-149).

7. un des système de réservoirs doit être installé :
réservoirs standards (OÄM 40-100) ou réservoirs Long Range (OÄM 40-130).

8. un des systèmes COM/NAV/GPS#1 suivants doit être installé :
GNS 430 (OÄM 40-100, OÄM 40-132, OÄM 40-136, OÄM 40-137, OÄM 40-142, OÄM 40-143, OÄM 40-145 ou OÄM 40-148) ou GNS 530 (OÄM 40-144 ou OÄM 40-149).

9. un des calculateurs de vol suivants doit être installé :
P/N 065-00176-5402, ou P/N 065-00176-5403, ou P/N 065-00176-7702 ou P/N065-00176-7703)

10. le numéro de référence complet d'une balise ELT dépend du type de balise et du pays d'immatriculation de l'appareil dans lequel la balise est installée.

Lieu:---------------------- Date:--------------------- Signature:-------------------



SECTION 7
DESCRIPTION DE L'AÉRONEF ET DE SES SYSTEMES

7.1. INTRODUCTION

La section 7 décrit l'aéronef et le fonctionnement de ses divers systèmes, ainsi que leurs instructions d'utilisation.

Se référer à la section 9 additifs pour ce qui concerne les systèmes et équipements optionnels.

7.2. CELLULE

Fuselage
Le fuselage, en composite résine fibres de verre époxy est constitué de demi-coques en structure de type sandwich.
Un matériau anti-feu est pris en sandwich entre une tôle de protection en acier inoxydable côté moteur et la cloison pare-feu.
Les deux cadres principaux sont en composites carbone/verre époxy.

Ailes
Les ailes disposent d'un longeron avant et d'un longeron arrière; chaque aile est constituée de deux demi-coques de conception "fail-safe". Les ailes, les ailerons ainsi que les volets sont en composites (GFRP,CFRP) de construction de type sandwich. Un réservoir de carburant en aluminium est installé dans chaque aile.

Empennages
Le DA 40 D est équipé d'un empennage en"T" constitué de demi-coque en fibre de verre époxy.
Les gouvernes de direction et de profondeur, sont en structure de type sandwich.
Les deux stabilisateurs sont constitués de deux longerons et d'une peau en composite.

7.3. COMMANDES DE VOL

Les ailerons et la gouverne de profondeur sont commandés par des bielles, la gouverne de direction étant quant à elle commandée par des câbles. Les volets sont électriques. Les efforts à la profondeur sont compensés par un Trim-Tab situé sur la gouverne de profondeur, il est actionné par un câble "BOWDEN".

Ailerons

Construction: composite sandwich verre/carbone époxy

Charnières: Il y a 4 charnières en aluminium avec des axes verrouillés chacun par une goupille élastique. L'absence de ces goupilles élastiques peut amener à la perte des axes de charnière et par voie de conséquence à une perte de contrôle en vol.

Commande: L'aileron est connecté à une commande composée d'une rotule vissée sur une bielle en acier, le tout bloqué par un contre écrou. Un vernis témoin est appliqué sur le montage.
La détérioration du vernis indique que le montage s'est desserré et que le réglage a pu changer.
La rotule est relié au guignol par un axe et un écrou lui même sécurisé par un vernis témoin.
Le guignol d'aileron en aluminium est fixée sur l'aileron par 3 Vis .

Volets

Construction: sandwich composite verre/carbone époxy

Charnières: Il y a 6 charnières en aluminium avec des axes verrouillés chacun par une goupille élastique. L'absence de ces goupilles élastiques peut amener à la perte des axes de charnière et par voie de conséquence à une perte de contrôle en vol. Un tube de torsion relie les volets gauche et droit ensemble par l'intermédiaire d'une fixation en aluminium. Ce tube de torsion ce trouve dans le fuselage.

Commande: Les volets sont connectés à une commande composée d'une rotule visée sur une bielle en acier, le tout bloqué par un contre écrou. Un vernis témoin est appliqué sur le montage.
La détérioration du vernis indique que le montage s’est desserré et que le réglage a pu changer. La rotule est fixée au guignol de volet par un axe et un écrou lui même sécurisé par un vernis témoin.
Le guignol de volet en aluminium est fixée sur le volet par 3 vis.

Les volets sont actionnés par un moteur électrique et ils dispose de trois positions:
- Croisière (UP), complètement rentrés.
- Décollage (TO), et
- Atterrissage (LDG).



Les volets sont contrôlés par un contacteur à trois positions situé sur le tableau de bord. Les trois positions du contacteur correspondent aux trois positions des volets où la position du haut est utilisée pour le vol de croisière. Quand on change la position du contacteur, les volets se déplacent automatiquement jusqu'à la position choisie .
Les deux positions extrêmes [UP]et [LDG] sont équipées de contacteurs de fin de course pour éviter le dépassement du débattement.

Le système de rentrée des volets est protégé par un disjoncteur Breaker automatique qui peut également être mis hors circuit manuellement.

Indicateur de position des volets

La position des volets est indiquée par trois lampes situées à coté du contacteur de positionnement.
Quand la lampe du haut (verte) est allumée, les volets sont en position croisière [UP].
Quand la lampe du milieu (blanche) est allumée, les volets sont en position décollage[T/O].
Quand la lampe du bas (blanche) est allumée, les volets sont en position atterrissage[LDG].

Quand deux lampes sont allumées simultanément, les volets sont entre ces deux positions. C'est le cas quand les volets sont en mouvement. D'autre part s'ils sont bloqués entre deux positions deux lampes seront allumées également, celle de la position que l'on vient de quitter et celle de destination.



Profondeur

Construction: sandwich fibre de verre époxy.

Charnières: 5 charnières

Commande: Bielle en acier
Deux des roulements de renvoi sont accessibles pour une inspection visuelle, près de la charnière inférieure de direction. Le guignol de profondeur, ses roulements ainsi que la connexion de la bielle de profondeur, peuvent être inspectés visuellement au dessus de la gouverne de direction.

Direction

Construction: sandwich fibre de verre époxy.

Charnières: Charnière supérieure : un boulon.

Charnière inférieure: le support de pallier sert également de butée de direction, il est fixé par 4 vis sur les tissus arrière du plan fixe vertical. La direction est accouplée par une ferrure fixée par 2 boulons. Les boulons et les écrous sont accessibles pour une inspection visuelle.

Commande: Câbles d'acier, les cosses-cœur de chaque extrémité sont connectées à la ferrure par des boulons.

Compensateur de profondeur

La commande de compensateur est une roue noire située sur la console centrale en arrière des commandes moteur, pour éviter une rotation intempestive, la roue de compensateur est équipée d'un système à friction. Une marque sur la roue indique la position décollage (T/O).

Tourner la roue vers l'avant = Nez vers le bas
Tourner la roue vers l'arrière= Nez vers le haut

Réglage des palonniers

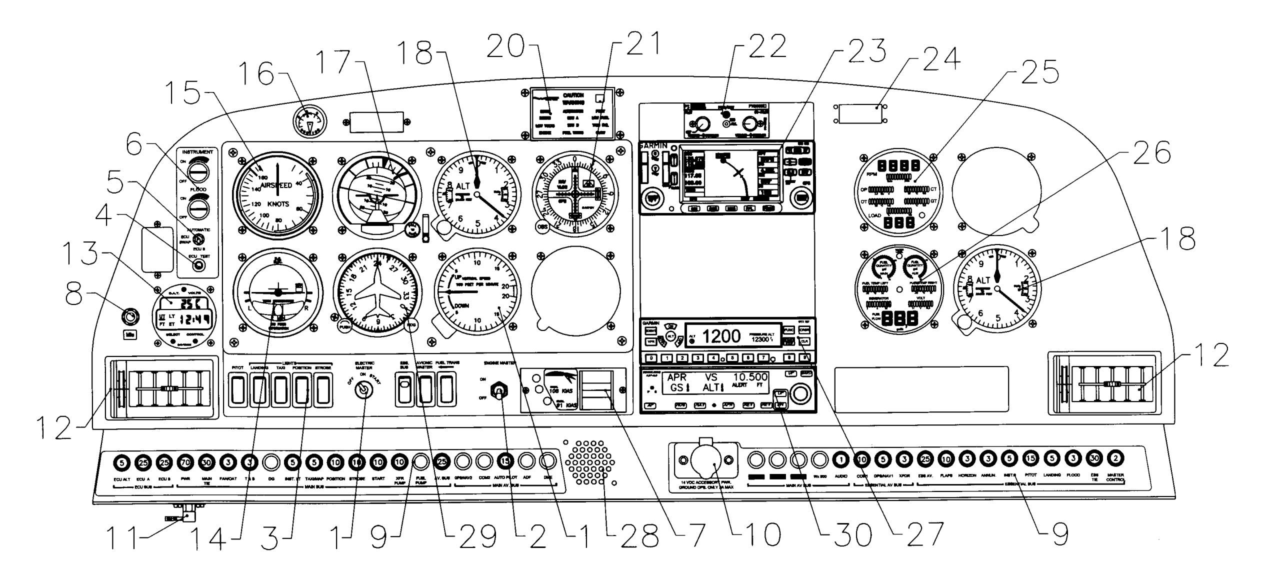
REMARQUE
Les palonniers ne doivent être réglés qu'au sol!

Pour déverrouiller les palonniers, tirer la poignée noire en forme de T située sur la fixation arrière de ces derniers

- vers l’avant (allongement) = pousser sur les palonniers avec les talons tout en tirant la poignée. Relâcher la poignée, le verrouillage des palonniers doit être alors perceptible.

- vers l’arrière (raccourcissement) = tirer les palonniers à l’aide de la poignée. Relâcher la poignée. Repousser les palonniers vers l’avant avec les pieds jusqu’au verrouillage.

7.4. TABLEAU DE BORD



Instruments principaux et contrôles	
1 Contacteur moteur	16 Dépressiomètre
2 Contacteur batterie	17 Horizon artificiel
3 Contacteur accessoires	18 Altimètre
4 Bouton de test ECU	19 Variomètre
5 Bouton SWAP ECU	20 Panneau annonciateur d'alarmes
6 Potentiomètres éclairage du poste	22 Boite de mélange
7 Commande des volets	23 Com/Nav/GPS
8 Prise micro	24 Unité de contrôle ELT
9 Disjoncteurs Breakers	25 Panneau de contrôle moteur
10 Prise accessoires 12 Volts	26 Panneau de contrôle moteur auxiliaire
11 Vanne statique de secours	27 Transpondeur
12 Buses d'aération	28 Avertisseur de décrochage
13 Chronomètre avec indication OAT	29 Gyro directionnel
14 Bille-aiguille	
15 Anémomètre	

*) Les abréviations et désignations utilisées pour identifier les disjoncteurs de circuit sont expliquées dans la section 1.5 DEFINITIONS ET ABREVIATIONS.

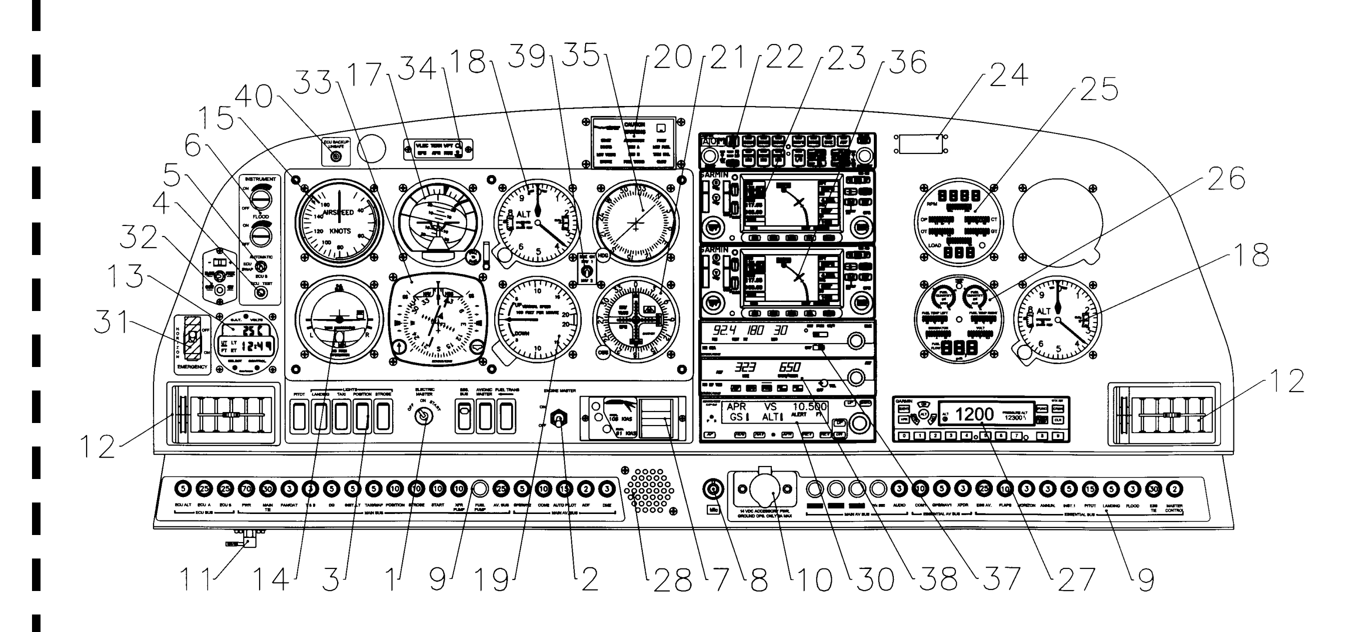


Tableau de bord version D4D-3112-00-00

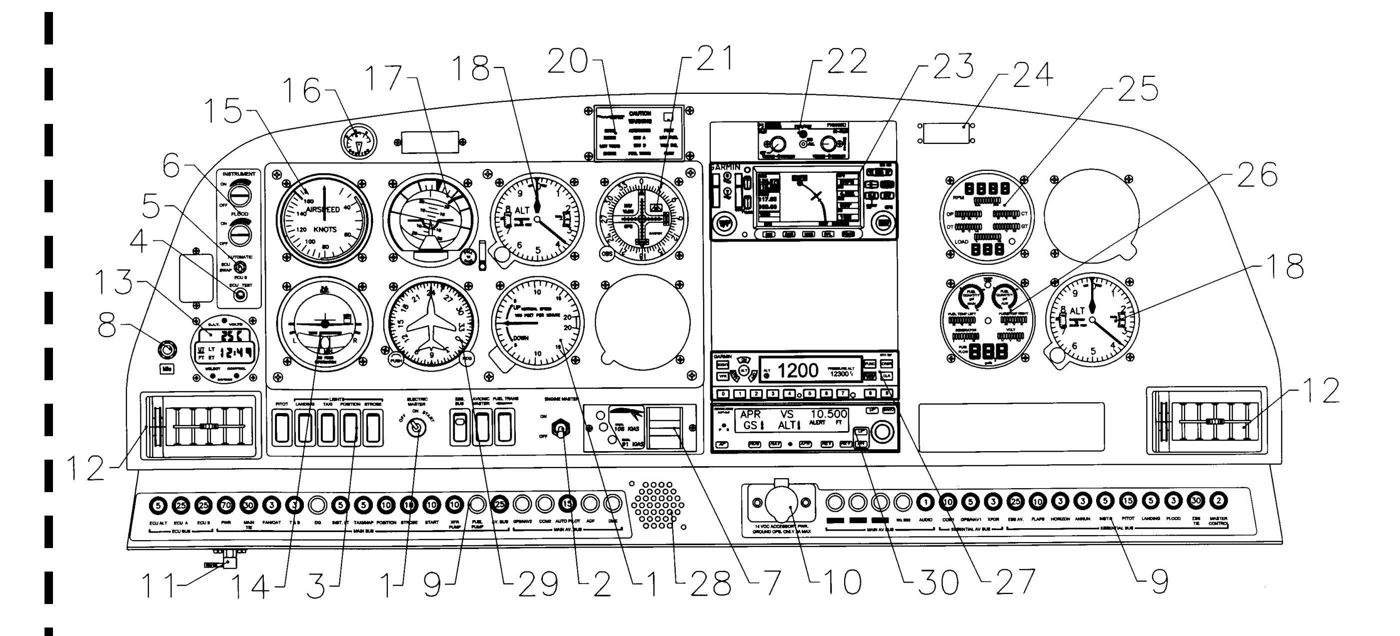


Tableau de bord version D4D-3111-00-00

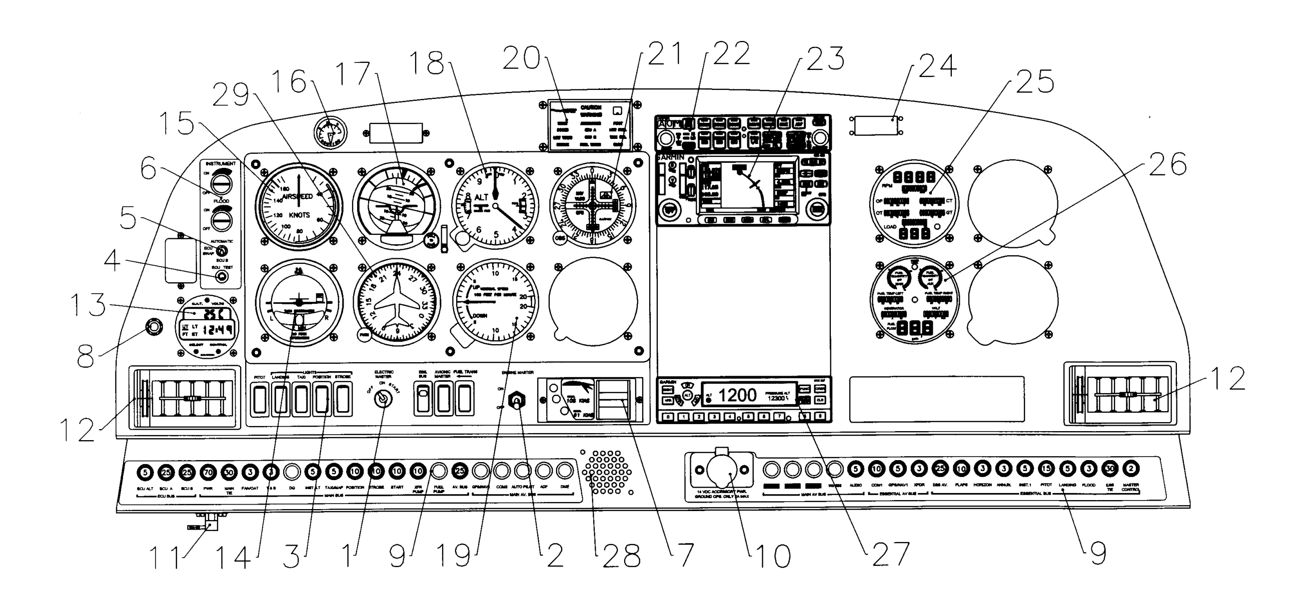


Tableau de bord version D4D-3122-00-00

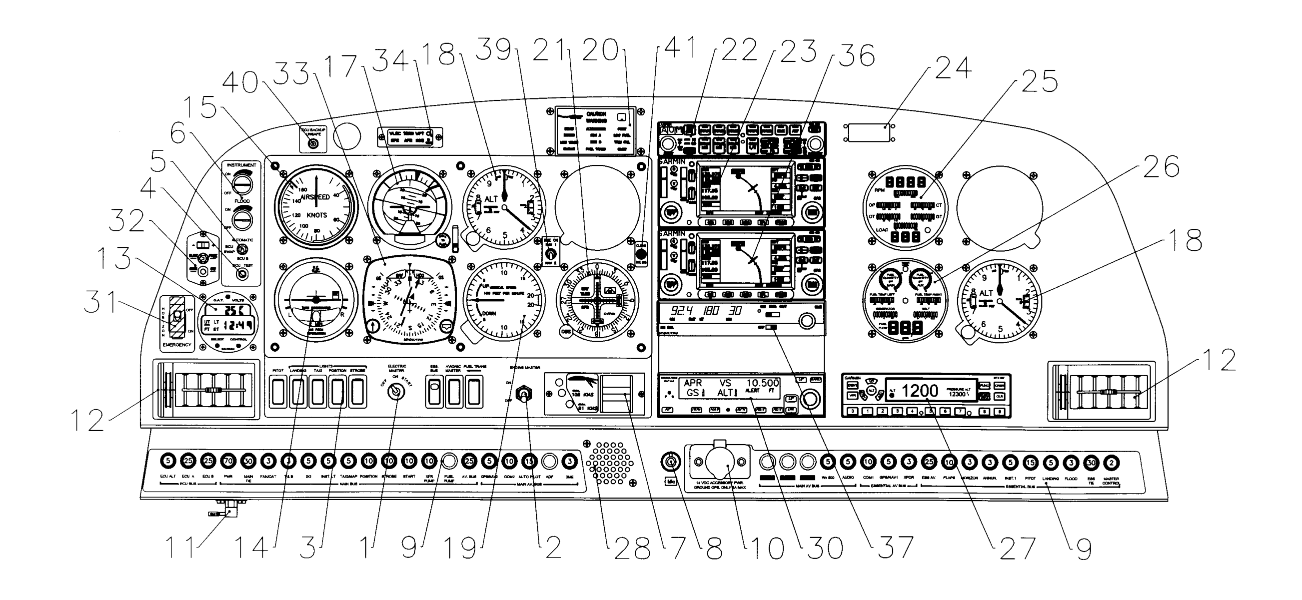


Tableau de bord version D4D-3119-00-00

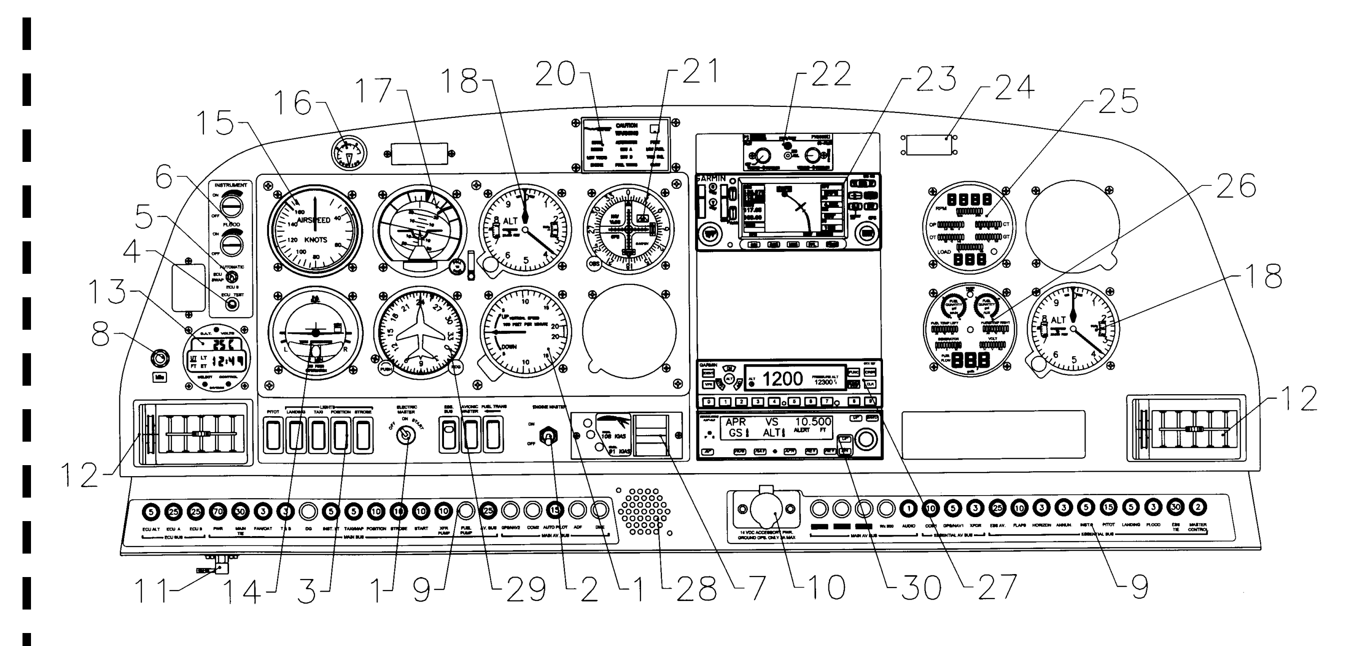


Tableau de bord version D4D-3111-00-00

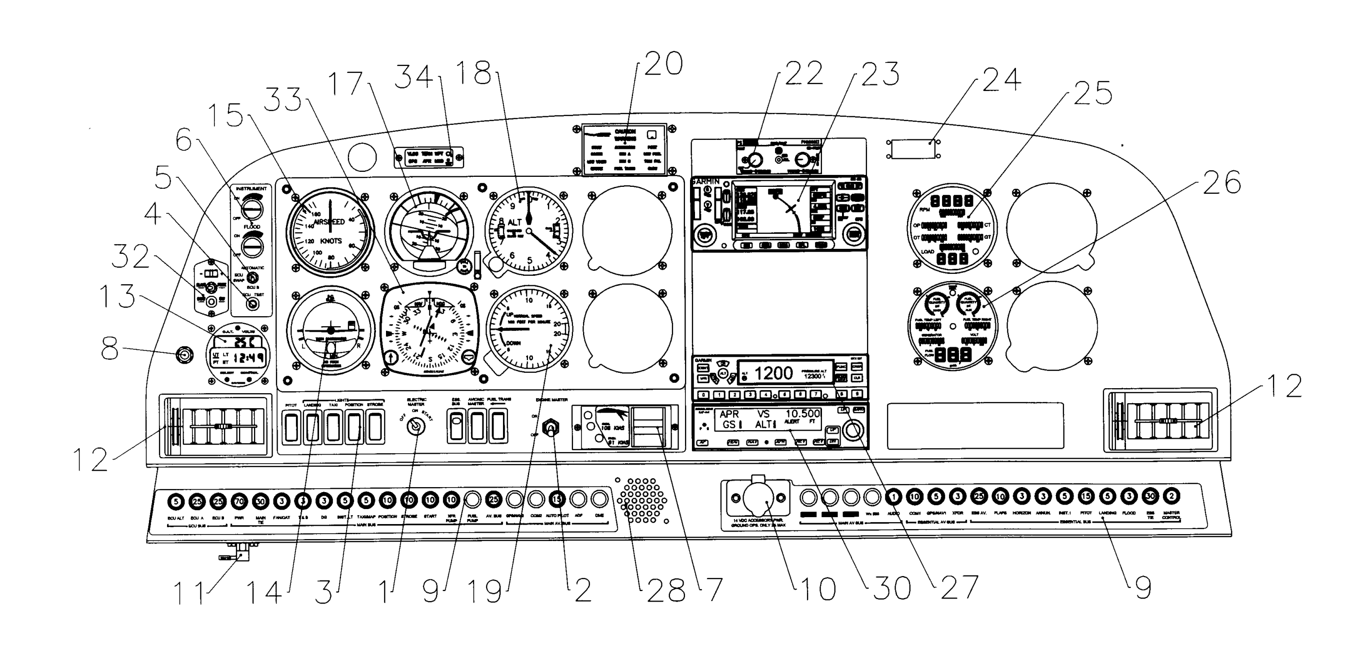


Tableau de bord version D4D-3114-00-00

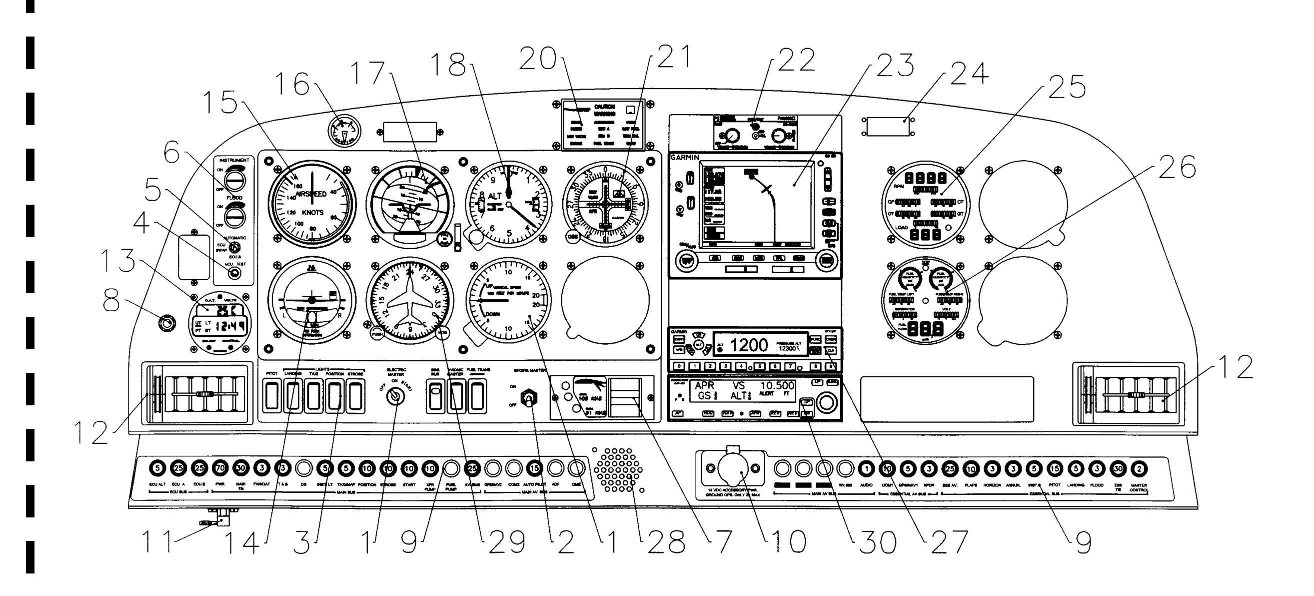


Tableau de bord version D4D-3124-00-00

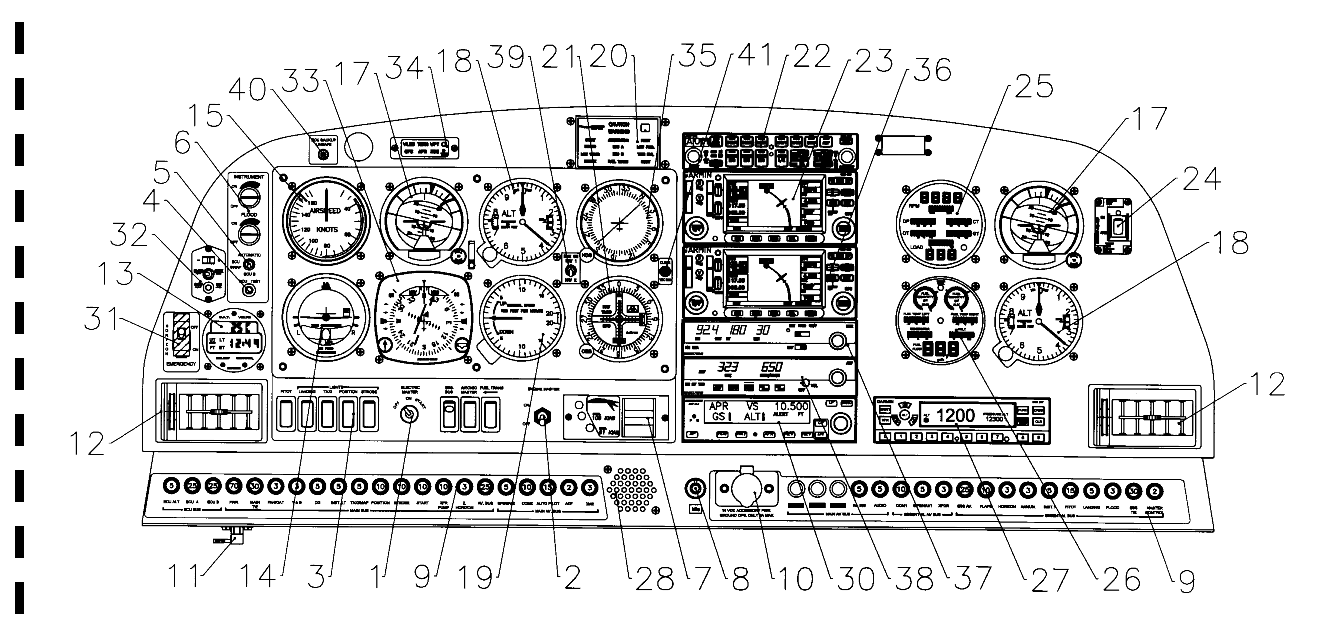


Tableau de bord version D4D-3127-00-00

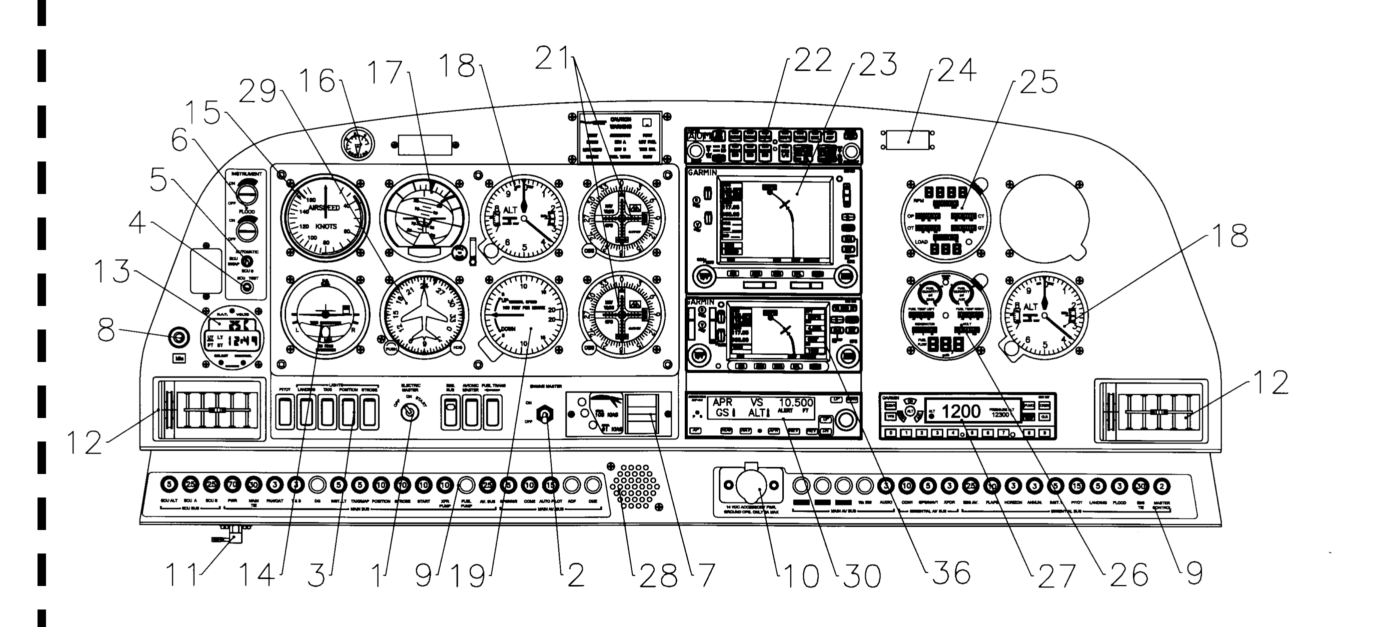


Tableau de bord version D4D-3128-00-00

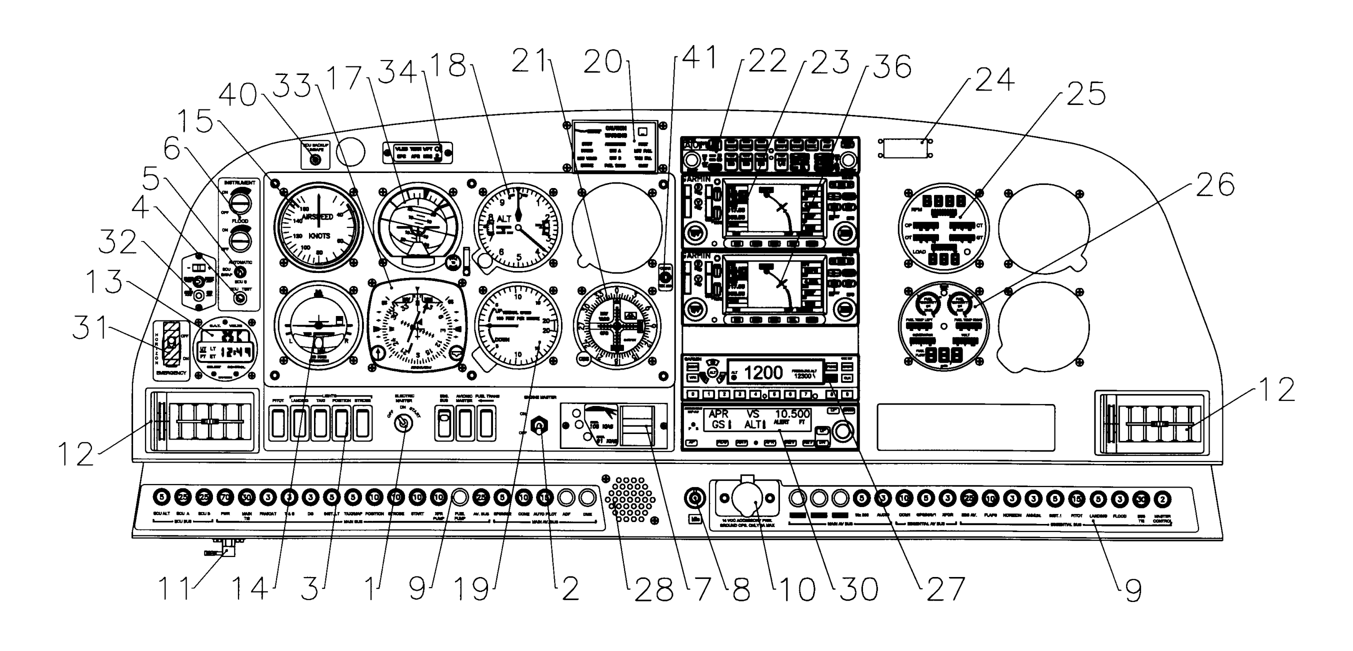


Tableau de bord version D4D-3121-00-00

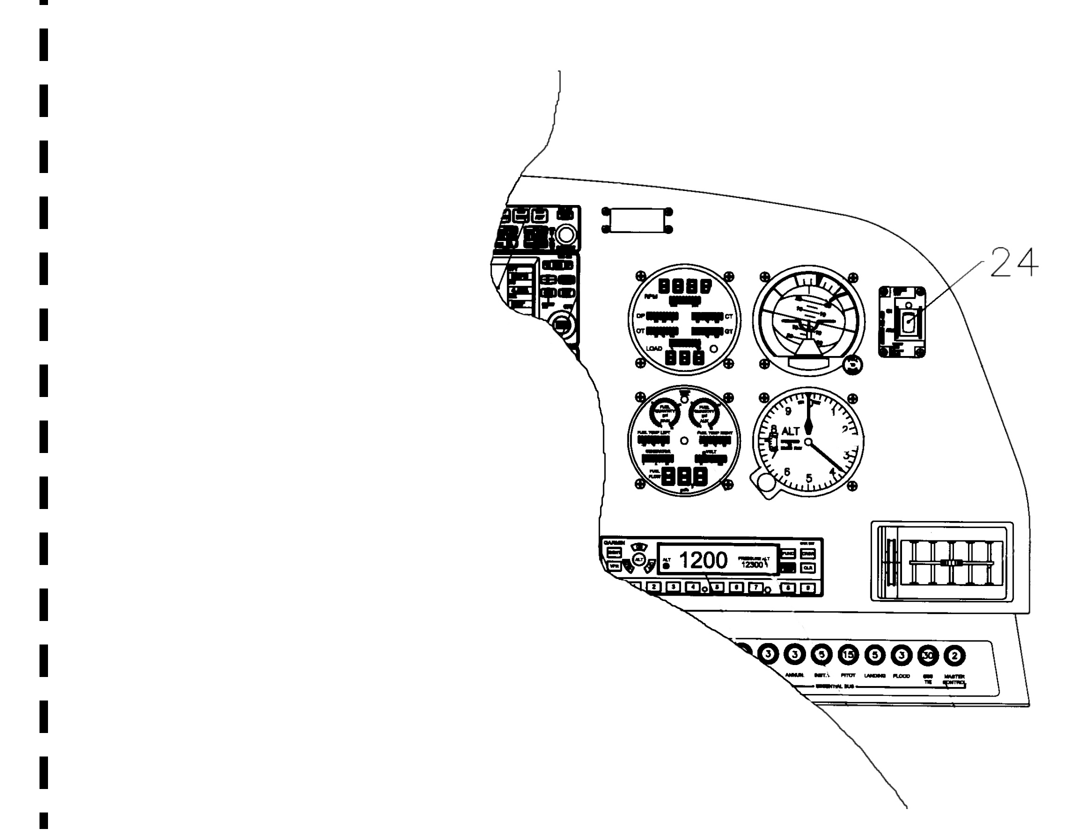
Instruments principaux et contrôles			
30	Unité de commande Pilote Automatique	36	COM/NAV/GPS n°2
31	Switch Emergency	37	DME
32	Contrôleur d'asservissement	38	Récepteur ADF
33	Indicateur de Situtation horizontale (HSI)	39	Récepteur DME
34	Panneau annonciateur GPS	40	Voyant d'alarme «ECU Backup Unsafe»
35	Indicateur ADF	41	Bouton «Clear WX 500»

Aération cabine

La ventilation avant de la cabine est assurée par deux buses d'aération réglables (12) situées sur le tableau de bord. De plus il y a des buses sphériques des deux cotés de la cabine près de l'avant des sièges ainsi que sur la console centrale au dessus de la tête des passagers.

La rotation des buses sphériques permet l'ouverture et la fermeture de l'aération.

La figure ci-dessous indique la position de l'interrupteur de commande de la balise ELT ARTEX C406-1, applicable à toutes les versions de DA40D.





7.5. TRAIN D' ATTERRISSAGE

Le train d'atterrissage se compose d'un train principal en lame de ressort d'acier et d'un train avant amorti non conjugué. La suspension du train avant est réalisée par un empilage de blocs élastomères.

Les carénages de roue sont amovibles. Le vol sans carénages de roue diminue les performances (voir la section 5).

Freins de roue

Freins à disques à commande hydraulique situés sur les roues principales. Les freins sont actionnés par la pointe des pieds, de façon indépendante à partir de la place pilote ou copilote.

Freins de parc

Une manette placée sur la petite console centrale sous le tableau de bord assure le freinage au parking, elle est en position haute quand les freins sont desserrés.

Au parking, s'assurer que la manette est en position haute, presser le haut des pédales simultanément et plusieurs fois, abaisser la manette de frein de parc, et relâcher les pédales.
Pour retirer le frein de parking, tirer la manette vers le haut afin de libérer les freins.



Schéma du système hydraulique.

PEDALES DE FREIN COPILOTE

CYLINDRE DE FREIN DROIT

MANETTE DE FREIN DE PARKING

PEDALES DE FREIN PILOTE

CYLINDRE DE FREIN GAUCHE

7.6 SIEGES ET CEINTURES DE SECURITE

Pour augmenter la sécurité passive, les sièges sont construits en fibres de carbone/kevlar hybride et fibres de verre époxy, ils sont amovibles afin de permettre l'entretien et l'inspection des commandes situées en dessous. Des soufflets de manche empêchent la chute de corps étrangers dans les commandes.

Les sièges sont équipés de coussins amovibles à absorption d'énergie.

Chaque siège est équipé d'un harnais 3 points. Les ceintures de sécurité sont rapidement attachées en encliquetant l' extrémité métallique de la sangle dans la boucle. Pour détacher la ceinture, appuyer sur le bouton rouge de la boucle.

Le dossier des sièges arrière peut être avancé en tirant le verrouillage vers le haut.

7.7 COMPARTIMENT A BAGAGES

Le compartiment bagages est situé derrière le dossier des sièges arrière. Cependant, sans filet d'arrimage aucun bagage ne doit y être déposé.

7.8. VERRIERE, PORTE ARRIERE ET INTERIEUR CABINE

Verrière avant

Fermer la verrière avant en la tirant vers le bas dans son emplacement, puis la verrouiller à l'aide de la poignée située à gauche de la cabine. En position verrouillée, des axes en acier pénètrent dans des blocs de polyéthylène.

En position aération: la verrière peut être maintenue entrouverte, grâce à une deuxième position des axes de verrouillage.

ATTENTION
L'avion peut être utilisé avec la verrière entrouverte uniquement au sol. Avant le décollage la verrière avant doit être fermée complètement et verrouillée.

La fenêtre sur le côté gauche ou droit de la verrière peut être utilisée pour augmenter la ventilation de la cabine où en cas d'urgence.

Porte arrière

La porte arrière est fermée de la même manière, en la tirant vers le bas dans son logement et en la verrouillant avec la poignée. Un vérin à gaz maintient la porte ouverte; par vent fort la porte doit être maintenue. La porte arrière est protégée contre les ouvertures intempestives par un levier supplémentaire.
La porte arrière peut être verrouillée à clé de l'extérieur. La serrure se situe à gauche de la poignée d'ouverture. On peut toutefois ouvrir la porte arrière de l'intérieur en actionnant le levier d'ouverture.

AVERTISSEMENT :
Ne pas verrouiller la verrière à clé avant le vol, afin de permettre l'ouverture par des tiers depuis l'extérieur en cas d'évacuation d'urgence.

Chauffage et ventilation

Deux leviers situés sur la petite console centrale sous le tableau de bord, permettent le réglage de la ventilation et du chauffage.

Levier gauche:	Vers le haut(UP)	=Chauffage
	Vers le bas(Down)	=Chauffage coupé
Levier central:	Vers le haut	=flux d'air vers la verrière (▲)
(Levier de distribution de l'air)	Vers le bas	=flux d'air vers le plancher (▼)

7.9. GROUPE MOTOPROPULSEUR

7.9.1 MOTEUR, GENERALITE

Thielert Aircraft Engines TAE125 :

- moteur diesel 4 cylindres en lignes, à lubrification par carter humide
- injection directe Common Rail
- rapport de réduction (moteur/hélice) 1 :1,69
- gestion électronique du moteur et du régime hélice (système hydraulique du régulateur d'hélice séparé du circuit d'huile moteur)
- moteur turbo-compressé avec échangeur de température

Cylindrée : 1689 cm^3

Puissance maxi : 135 CV-DIN (99 KW) à 2300 RPM (en conditions MSL et ISA)

Puissance maxi continue : 135 CV-DIN (99 KW) à 2300 RPM (en conditions MSL et ISA)

Les informations relatives à la gestion des paramètres moteurs sont reportés sur deux instruments (CED125, AED 125) sur le coté droit de la planche de bord. Le moteur ne peut fonctionner que si le contacteur moteur est sur ON. Les modules de gestion moteurs (ECU) reçoivent leur alimentation électrique de la batterie même si le système de distribution électrique ELECTRIC MASTER se trouve sur OFF.

7.9.2 CONTROLE DU FONCTIONNEMENT.

Manette de puissance moteur

Les performances du moteur sont contrôlées au moyen de la manette de puissance moteur, située sur une large console centrale (elle est également repérée par des pictogrammes sur son support). ‘Avant’ et ‘arrière’ sont définis par rapport à la direction du vol. La friction de la manette peut être réglée :

- ‘’dure’’ en tirant le levier central située sur la manette de puissance
- et ‘’léger’’ en pressant le bouton situé sur le dessus de la manette

La manette de puissance moteur permet d’afficher la charge moteur souhaitée (en %)

Manette en avant (MAX) = Puissance maxi

Manette en arrière (IDLE) = ralenti

L’ECU contrôle la pression d’admission, la quantité de carburant injectée et la vitesse de rotation de l’hélice en accord avec la charge affichée par la manette de puissance moteur.

Le régulateur d’hélice se situe au niveau de la partie avant du moteur. Le circuit d’huile du régulateur est séparé du circuit d’huile moteur. En cas de perte de pression d’huile dans le régulateur, les pales de l’hélice se placent automatiquement en plein petit pas (régime maximum), afin de permettre la poursuite du vol. (voir chapitre 3.2.6- défaut du système de régulation d’hélice)

ATTENTION :
En cas de panne du régulateur d’hélice, le régime hélice doit être ajusté à l’aide de la manette de puissance moteur. Il faut veiller à ne pas dépasser 2500 T/min.

ATTENTION :
Déplacer la manette de puissance doucement, ceci afin de prévenir une sur-vitesse et un excès dans les changements de régimes hélice. Les pales d’hélice en bois sont plus sensibles au changement de régime que les pales métalliques.

> ***AVERTISSEMENT :***
> En cas de mauvais fonctionnement de l'ECU, il se peut que l'hélice reste bloquée en position plein grand pas. Dans ce cas, les performances réduites du moteur doivent être prises en compte.

Contacteur à clé : (ELECTRIC MASTER) :

La clé peut être placée sur 3 positions :

- OFF : déconnecte la batterie du moteur
- ON : connecte la batterie au système de distribution de courant
- START : démarre le moteur

Contacteur moteur (ENGINE MASTER) :

Le moteur ne peut être démarré que si le contacteur moteur est placé sur ON. Pour couper le moteur, tourner le contacteur moteur sur OFF.

ECU SWAP :

En opération normale, le contacteur est basculé sur AUTOMATIC. Le moteur est géré par l'ECU A. En cas de défaillance du boîtier de gestion moteur principal (ECU A), l'ECU B prend automatiquement le relais. En cas de défaillance du mode automatique de basculement, il est possible de sélectionner manuellement l'ECU B en pressant le bouton ECU B. Cette procédure ne doit s'appliquer qu'en cas d'urgence.

ECU TEST:

Presser et maintenir le bouton de test jusqu'à la fin de la procédure. Le test est possible au sol comme en vol, à condition de laisser la manette de puissance moteur en position ralenti. Dans le cas contraire, la procédure ne démarre pas. Pendant le test, l'ECU A passe automatiquement à l'ECU B tout en faisant une variation de régime d'hélice. La vitesse de rotation de l'hélice est reportée automatiquement par l'ECU
correspondant. En passant d'un ECU à un autre, un léger à-coup se fait sentir au niveau du moteur. Finalement, l'ECU B bascule sur l'ECU A. En final, les deux voyants d'avertissement doivent s'éteindre et le moteur doit tourner normalement.

De plus, le bouton de test « ECU » est utilisé dans tous les appareils équipés IFR, pour tester la capacité satisfaisante de la batterie de secours ECU. Ce test doit être effectué avant chaque vol.
Le test est possible au sol comme en vol, mais seulement si la batterie de secours ECU n'est pas utilisée. Dans le cas contraire, il est impossible d'effectuer le test.
Pendant le test, un testeur de batterie installé derrière la planche de bord, va mesurer plusieurs paramètres de la batterie de secours ECU. Une diode rouge clignotante, installée dans la partie gauche du tableau de bord, indiquera que le test est en cours.
Si la capacité de la batterie de secours ECU est inférieure à 70%, la diode rouge « ECU BACKUP UNSAFE » restera allumée en permanence.

Entrée d'air secours(Alternate air)

En cas de givrage avec perte de pression d'admission ou de colmatage du filtre à air, il y a la possibilité pour le moteur d'admettre de l'air par le compartiment moteur.
Le levier de commande d'air additionnel se trouve à gauche sur la console centrale et sous le tableau de bord.
Pour ouvrir l'air additionnel tirer la manette vers l'arrière.
En vol normal l'air additionnel est fermé, avec la manette poussée vers l'avant.

Pictogramme sur la position avant du levier:

ENTREE D'AIR SECOURS

Pictogramme visible quand le levier est en position arrière:

ENTREE D'AIR SECOURS
MARCHE

7.9.3 HELICE

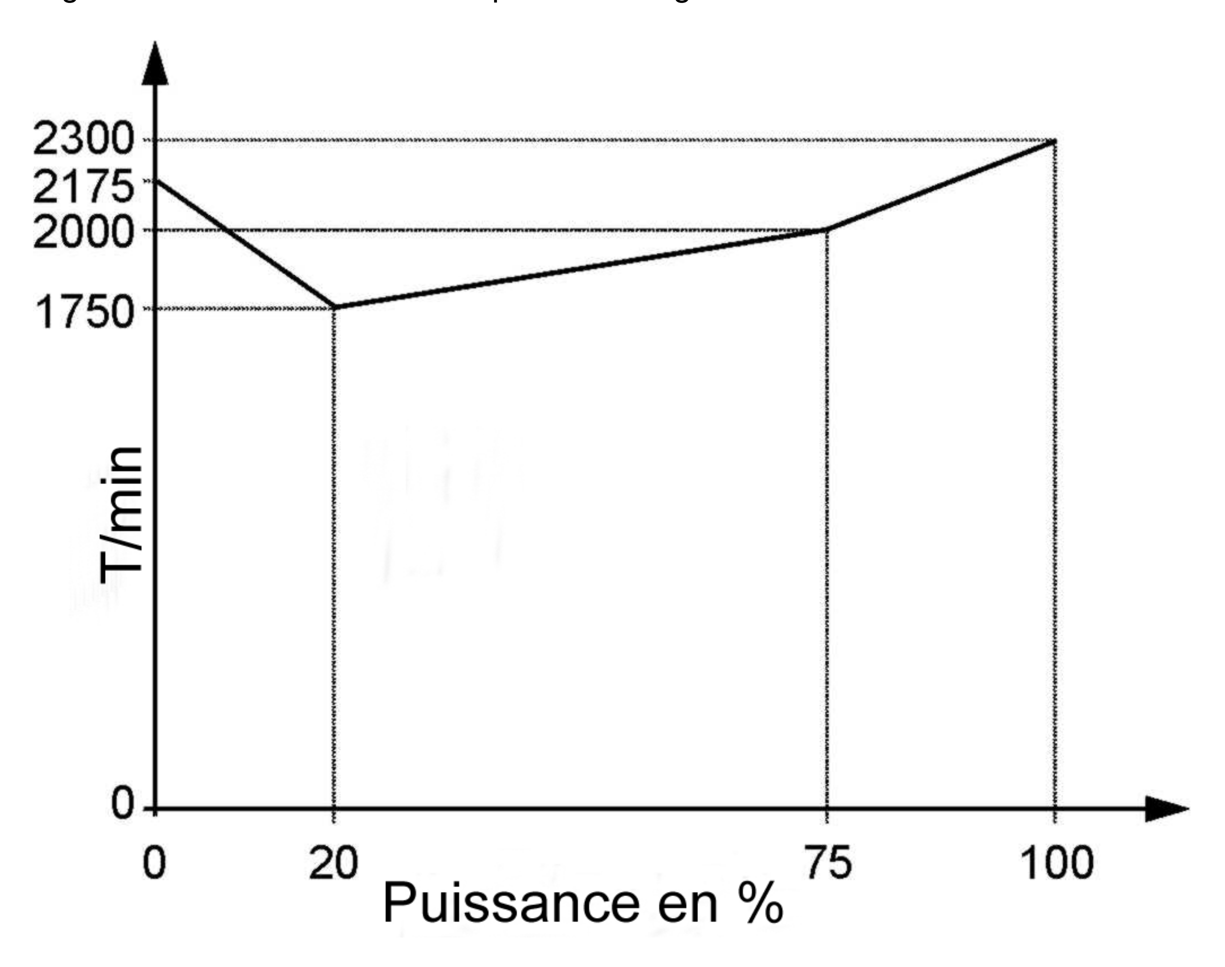
Hélice à pas variable hydraulique MT Propeller MTV 6- A/187-129 tripale "constant speed".

Les pales sont en composite bois renforcé et recouvert de fibres de verre.
Les bords d'attaques sont protégés par un blindage en acier, dans la région du moyeu de l'hélice les bords d'attaques sont recouverts d'une feuille de métal PU.
Ces pales d'un poids faible diminuent les possibilités de vibrations.

Régulateur d'hélice :

Le système de régulation d'hélice est intégré au moteur. Le pas est contrôlé automatiquement par l'ECU.

En fonction de la puissance sélectionnée, le pas de l'hélice s'ajuste afin d'obtenir le régime hélice voulu comme indiqué sur le diagramme suivant :



ATTENTION :

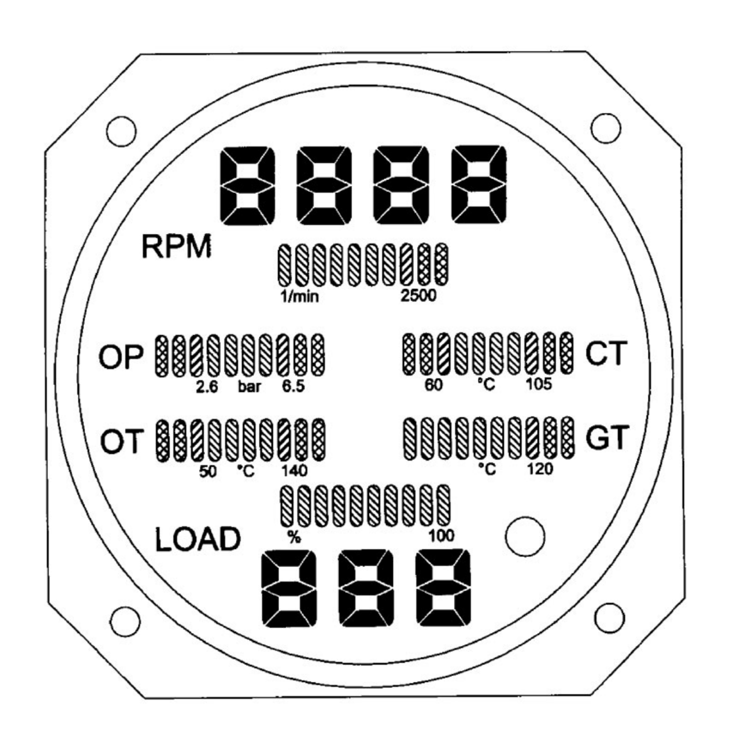
Des régimes hélices élevés au sol doivent être évités afin d'éviter d'endommager celle-ci avec des pierres. Pour cette raison, les essais moteur doivent être pratiqués dans un endroit propre, ou il n'y a pas de pierres ou objets similaires.

AVERTISSEMENT :

Ne jamais tourner l'hélice à la main

7.9.4 INSTRUMENTS MOTEUR

Panneau d'instruments moteur (CED125)

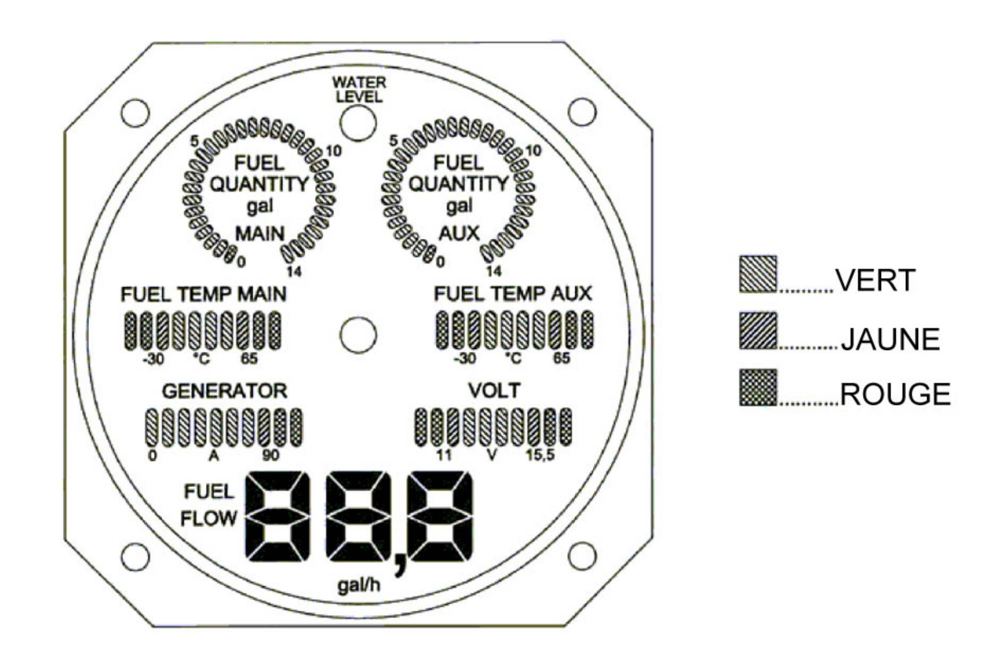


.........VERT
.........JAUNE
..........ROUGE

> ***Remarque :***
> Les valeurs indiquées n'ont qu'un but général d'infirmation. Des valeurs exactes ne peuvent être indiquées par le CED 125

Désignation	**Indication**	**Unité**
RPM	Régime hélice	T/min
OP	Pression d'huile	Bar
OT	Température d'huile moteur	C°
CT	Température liquide de refroidissement	C°
GT	Température d'huile réducteur	C°
LOAD	Puissance disponible	%

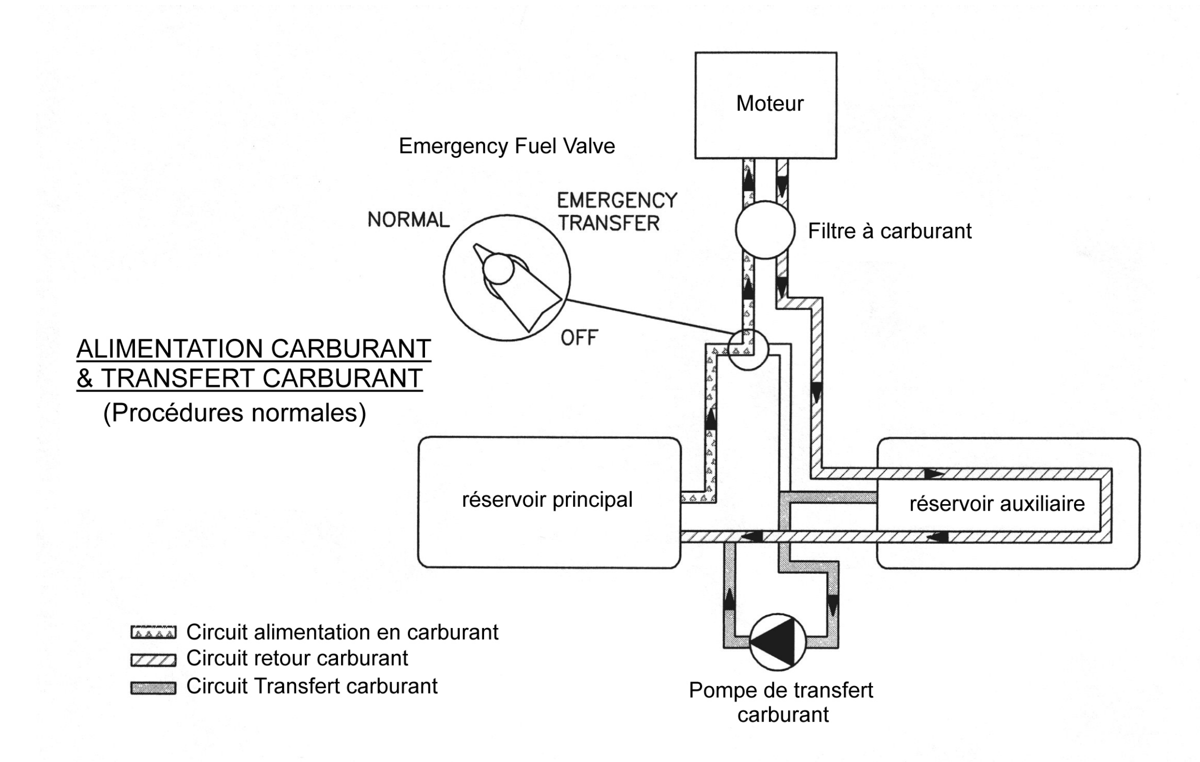
Panneau d'instruments moteur auxiliaire (AED125)

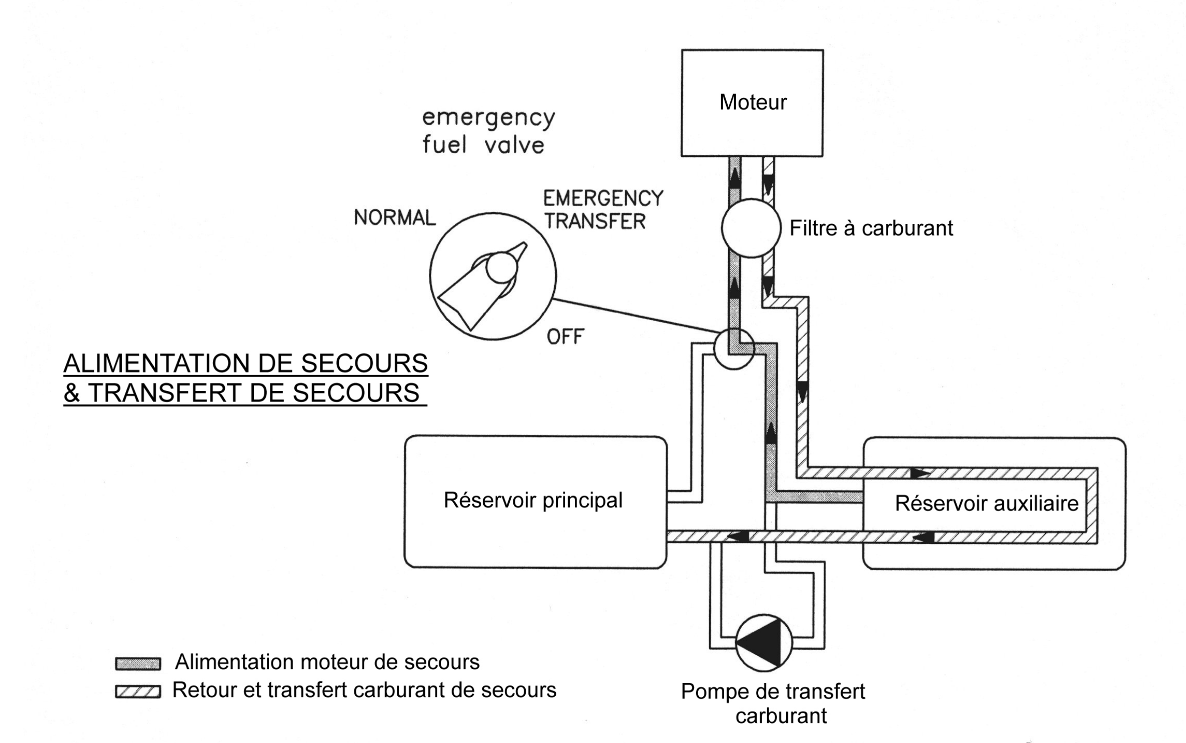


Quantité de carburant : 2 digits=environ 1 US gal

Désignation	Indication	Unité
FUEL QUANTITY MAIN	Quantité de carburant réservoir principal	Gal
FUEL QUANTITY AUX	Quantité de carburant réservoir auxiliaire	Gal
WATER LEVEL	Niveau liquide de refroidissement	--
FUEL TEMP. LEFT	Température réservoir gauche	C°
FUEL TEMP. RIGHT	Température réservoir droit	C°
GENERATOR	Ampères	A
VOLT	Volts	V
FUEL FLOW	Débit carburant	US gal/h

7.9.5 : Circuit carburant :







Le carburant est injecté sous haute pression directement dans les cylindres. Les injecteurs (un par cylindre) sont alimentés en carburant par la rampe Common Rail. La pression à l'intérieur de la rampe est générée par une pompe haute pression, elle-même alimentée par une pompe basse pression. Les deux pompes sont entraînées mécaniquement par le moteur.

En conditions normales, le carburant est prélevé sur le réservoir principal (MAIN) de l'aile gauche. Le carburant non-injecté retourne au réservoir principal (aile gauche), en cheminant d'abord dans le réservoir auxiliaire (aile droite), sans se mélanger à celui-ci. Par cette voie, le carburant du Common Rail est refroidi, et le carburant contenu dans les réservoirs est réchauffé. Avec l'aide d'une pompe de transfert, du carburant peut-être transféré du réservoir auxiliaire (aile droite) vers le réservoir principal (aile gauche) manuellement.

La pompe de transfert est coupée automatiquement si le réservoir auxiliaire est vide ou si le réservoir principal est plein.

Si pour une raison quelconque le transfert de carburant n'est plus possible avec la pompe de transfert, il es possible de pomper du carburant directement dans le réservoir auxiliaire (aile droite). Etant donné que le retour carburant s'opère toujours vers le réservoir principal (aile gauche), du carburant est transféré de l'aile droite vers l'aile gauche.

La pression du Common Rail est contrôlée par une valve électrique utilisant le débit retour comme paramètre.

Attention :

En basculant le sélecteur de réservoir sur la position Emergency Transfert, on initialise le transfert de carburant (via la pompe Common Rail) du réservoir auxiliaire vers le réservoir principal avec un débit de l'ordre de 18 à 21 US gal/h. (70 à 80 l/h). Le sélecteur de réservoir doit être ramené en position Normal avant que la jauge du réservoir auxiliaire ne soit totalement à zéro. Si le sélecteur de réservoir n'est pas basculé à temps en position Normal, le moteur s'arrêtera durant le vol au moment où le réservoir auxiliaire sera vide.

Sélecteur de réservoirs :

Le sélecteur de réservoir est situé sur la console centrale. Il y a trois positions possibles : NORMAL, EMERGENCY TRANSFERT et COUPE. La position souhaitée est obtenue en tournant le sélecteur et en tirant vers le haut le verrou de sécurité situé sur le sélecteur. Ceci dans le but de prévenir une sélection par inadvertance.

Réservoirs de carburant :

Réservoir principal (aile gauche) :

Le réservoir principal se compose d'une chambre en aluminium ainsi que d'un orifice de remplissage relié par un flexible. Il y a deux évents. L'un est fermé par une capillarité et l'autre comporte une valve de surpression tarée à 150 mbar (2psi) et permet au carburant et à l'air de s'échapper à l'extérieur en cas de surpression interne. La valve de surpression protège le réservoir des hautes pressions, en cas de débordement dû au défaut de la procédure de transfert carburant. La capillarité permet à l'air de rentrer dans le réservoir et prévient la fuite de carburant vers l'extérieur. La capillarité égalise les pressions durant la montée. Les évents sont situés à l'intrados, à 2 mètres du saumon d'aile.

Réservoir auxiliaire (aile droite) :

Le réservoir auxiliaire se compose d'une chambre en aluminium ainsi que d'un orifice de remplissage relié par un flexible. Il y a deux évents. L'un est fermé par une capillarité avec un clapet anti-retour dans un sens. L'autre comporte simplement une capillarité. Le clapet anti-retour permet l'admission d'air durant la descente, mais prévient la fuite de carburant vers l'extérieur. La capillarité égalise les pressions durant la montée. La deuxième capillarité est là pour augmenter la sécurité par redondance. Les évents sont situés à l'intrados, à 2 mètres du saumon d'aile.

Dans chaque réservoir, un filtre primaire est installé près de l'orifice de remplissage. Pour permettre le drainage du réservoir, le filtre est équipé d'un clapet dans sa partie inférieure.

Une purge est placée au point le plus bas du réservoir. Pour évacuer les sédiments et l'eau qui se seraient déposés au fond du réservoir, il suffit d'actionner la purge. La commande de purge se trouve au centre de l'aile, coté intrados, à 30 cm du bord d'attaque.
Un capteur capacitif mesure la quantité de carburant dans chaque aile. Le panneau AED n'indique qu'une mesure. Cette indication est non-linéaire, de même que des calculs de proportionnalité ou de consommation ne sont pas possibles. On peut trouver des informations sur la consommation au chapitre 5 (performances).

Réservoirs Long Range :

Lorsque des réservoirs Long Range sont installés, les tubes de remplissage du réservoir principal et auxiliaire sont remplacés par un réservoir supplémentaire. Ce réservoir supplémentaire a une capacité d'approximativement 5 US Gal (19 Litres). Le système de ventilation des réservoirs principal et auxiliaire reste inchangé.

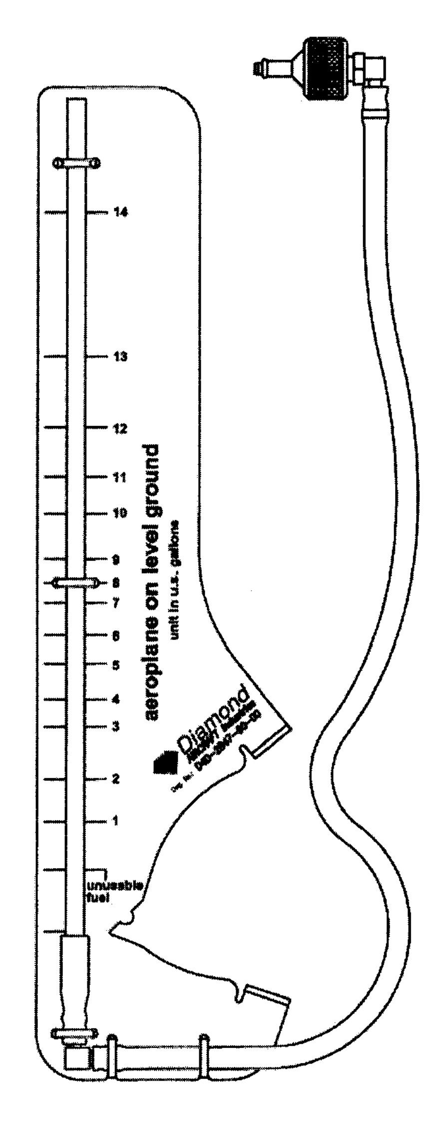
La jauge à capacité ne permet pas de mesurer la quantité de carburant dans le réservoir Long Range. Lorsque la jauge indique zéro, seul la quantité de carburant non consommable reste au fond du réservoir. La quantité utilisable de chaque réservoir est de19,5 US Gal, la quantité maximum indiquée est de 15 US Gal. Pour 15 US Gal de carburant dans le réservoir, l'affichage indiqué est de 15 US Gal. L'affichage reste à 15 US Gal pour une quantité supérieure de carburant.

Remarque :

Si la jauge à carburant indique 15 US Gal, la quantité totale de carburant doit être mesurée manuellement. Dans le cas contraire, il faudra utiliser une quantité de 15 US Gal dans la préparation du vol.

Appareil de mesure du carburant pour réservoirs standards:

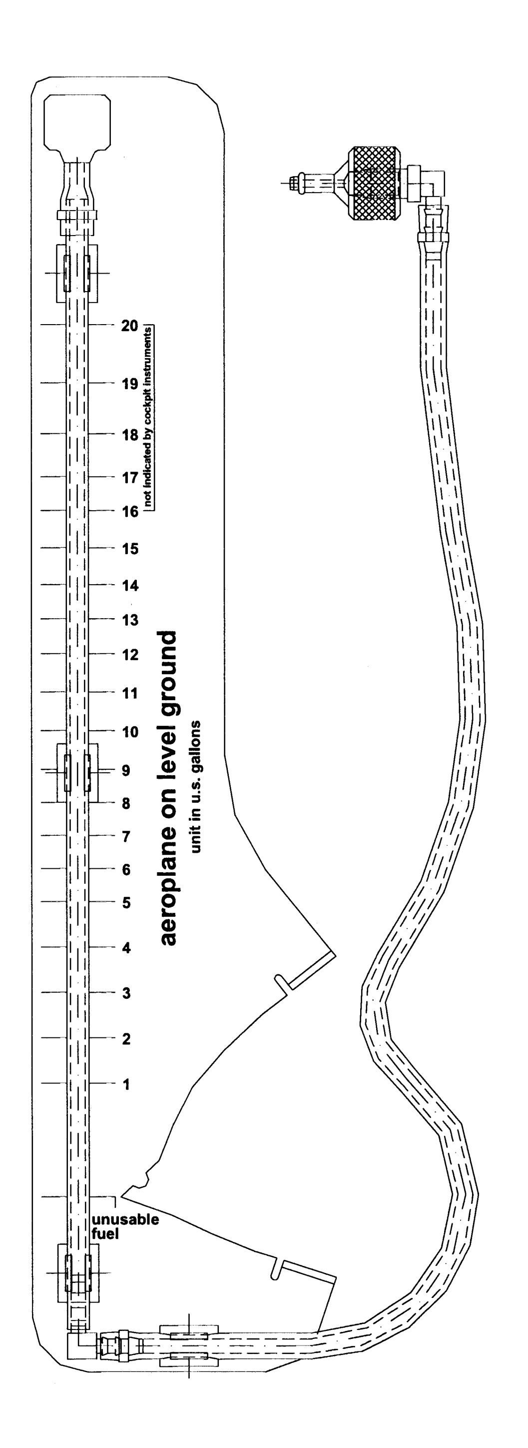
L'appareil de mesure permet de déterminer la quantité exacte de carburant contenue dans un réservoir pendant la visite prévol. Il fonctionne sous le principe des vases communicants. La forme de cet appareil s'adapte au profil de l'aile. En plus de cette forme adaptée, l'appareil se fixe sur les barrettes de décrochage du bord d'attaque de l'aile. Sa position exacte est marquée par une échancrure sur la barrette de décrochage. Quand le connecteur métallique est branché sur la purge de réservoir, la quantité de carburant contenue dans le réservoir se lit sur le tube vertical.



Pour obtenir une indication exacte l'avion doit être sur un sol plat.

Cet appareil se range dans la pochette du coté arrière du siège pilote.

Appareil de mesure du carburant pour réservoirs Long Range :

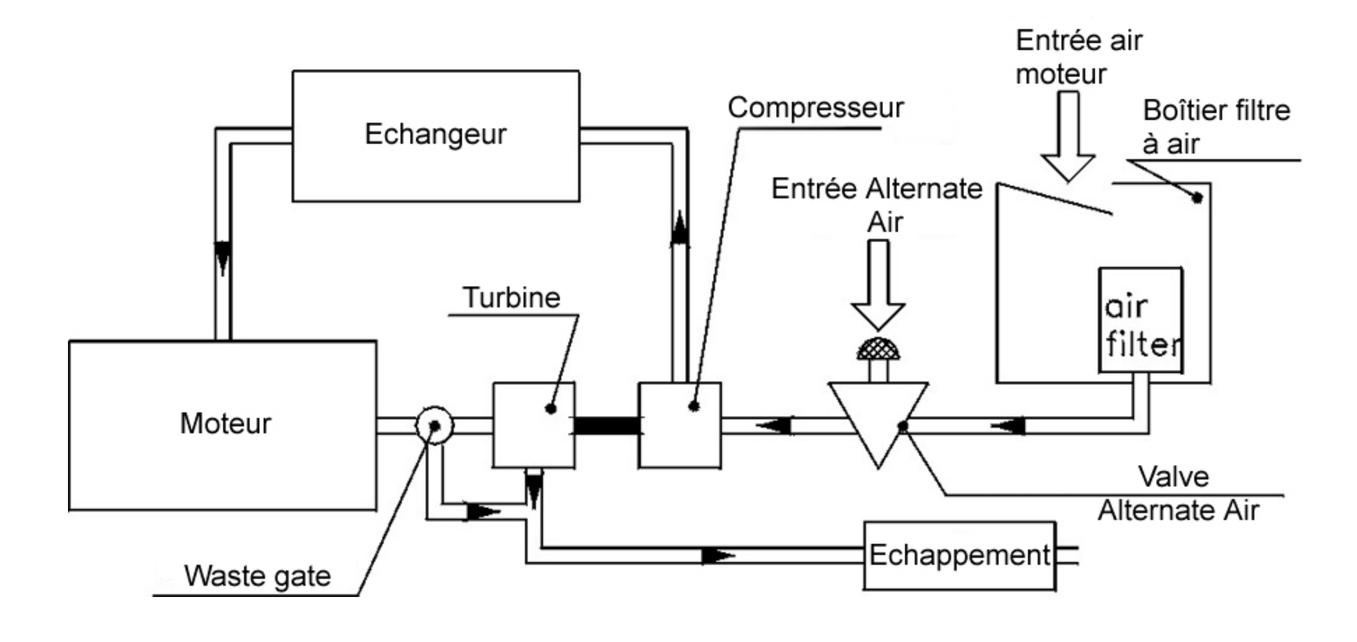


7.9.6 Système de refroidissement :

Le système de refroidissement consiste en un radiateur et un calorstat. Le calorstat est en fonction lorsque la température du liquide de refroidissement est faible. Cela permet une montée en température rapide du moteur. A 80 C°, le calorstat bascule sur le radiateur. Additionnellement, l’échangeur air/eau fournit de la chaleur pour le système de chauffage cabine. Le débit à travers le radiateur est indépendant de la température du liquide de refroidissement. Un vase d’expansion ajuste la pression dans le circuit. Le circuit est protégé des surpression par une valve de surpression.



7.9.7 Système de suralimentation :



Un collecteur d'échappement collecte les gaz d'échappements en provenance des cylindres et les dirige vers la turbine du turbo. Les gaz sont ensuite évacués à l'extérieur de l'avion. Les gaz d'échappements excédentaires ne sont pas admis dans le turbo, et sont évacués par une valve ''waste gate ''. La valve de décharge est commandée par l'ECU en fonction de la pression relevée derrière le compresseur. Ceci évite de trop fortes pressions à faible altitude. L'air d'admission est comprimé par le compresseur du turbo, l'air compressée passe ensuite dans un échangeur, afin d'être refroidi. Le fait de refroidir l'air augmente sa densité et par là-même son efficacité.

7.9.8. Système de lubrification

Le moteur a deux circuits d'huile séparés.

Système de lubrification (moteur et turbo) :

Le principe de lubrification est assuré par carter humide. L'huile est refroidie séparément par un radiateur d'huile situé sous le moteur.
Une jauge manuelle permet de contrôler le niveau d'huile à l'aide d'une trappe située dans le capot moteur supérieur. Si besoin, il est possible de réajuster le niveau. (se référer au chapitre 2.4 pour les spécifications d'huile)

Système de lubrification (réducteur et boîtier de régulation d'hélice)

Le second circuit de lubrification lubrifie le réducteur, et fournit le fluide hydraulique nécessaire au boîtier de régulation d'hélice.
Le niveau d'huile peut être vérifié par un bouchon transparent. Il y a un regard d'inspection dans le capot moteur inférieur prévu à cet effet.

ATTENTION :
Si le niveau d'huile dans le réducteur est trop bas, une maintenance non-programmée est nécessaire. (se référer au chapitre 2.4 pour les spécifications d'huile)

7.10 Circuit électrique

AVIONIC BUS
ESSENTIAL AVIONIC BUS
AVIONICS MASTER
ESSENTIAL AVIONICS
AVIONIC MASTER
ECU ALTERNATE PWR
AVIONICS BUS
ESSENTIAL TIE
ESSENTIAL AVIONICS
ECU BUS
MAIN BUS
ESSENTIAL BUS
ECU A
ECU B
START
PWR
MAIN TIE
MASTER CONTROL
ECU ALT. PWR
PWR
ESSENTIAL TIE
30A
BATTERY BUS
ECU BACKUP BATTERY 12V/12Ah
5A
EXCITATION BATTERY 12V/1.3Ah
ESS. BUS
ENGINE MASTER
BATT
ELECTRIC MASTER
EXTERNAL POWER
START
100A
ECU
CURRENT SENSOR
MAIN BATTERY 12V/35Ah
EXTERNAL POWER PLUG
100A
GENERATOR 14V/90A
G
STARTER WITH STARTER RELAY
M
HOT BATTERY BUS

7.10.1 Généralités :

Le DA40 D est équipé d'un système de bord fonctionnant en 12 Volts continu qui peut être divisé de la façon suivante :

- génération électrique
- stockage
- distribution
- servitudes

Génération électrique :

La génération électrique est assurée par un alternateur de 90 ampères monté sur le coté droit inférieur du moteur. L'alternateur est entraîné par une courroie plate.
La liaison de puissance entre l'alternateur et la bus batterie se fait par l'intermédiaire d'un fusible de 100 A, lequel est installé dans le boîtier du relais de jonction à gauche de la cloison par-feu. La liaison de puissance est associée aux capteurs de tension (qui fournit l'information sur la tension disponible pour le réseau de bord) et d'intensité (qui fournit l'information du courant de charge de la batterie). L'alternateur a une régulation interne qui régule la tension entre 12 et 14 V. En cas de perte de la batterie principale, un courant d'excitation est fournie à l'alternateur via une batterie humide de12v-1,3Ah, placée derrière la planche de bord.
Le contact moteur relie la batterie d'excitation à l'alternateur via un fusible de 5 A.

Stockage :

La batterie principale (batterie au plomb, humide) a une capacité de 35 Ah pour 12V.
Elle est située à droite de la cloison par-feu. La batterie principale est reliée à la ''bus hot batterie'' par un fusible de 100 A, et à la ''bus batterie'' par un relais, lequel est installé dans le boîtier du relais de jonction à gauche de la cloison par-feu.

Le relais de batterie est commandé par l'interrupteur ELECTRIC MASTER situé à main droite sur la planche de bord.

En complément, une batterie 12V-12Ah ECU-Backup, (batterie au plomb, humide) installée sous le siège arrière droit, sert d'alimentation de secours à l'ECU B uniquement.

En conditions normales, la batterie ''ECU-Backup'' est rechargée par la BUS ECU.
En cas de panne d'alternateur et de défaillance de la batterie principale, le relais ''ECU ALTERNATE POWER'' connecte automatiquement l'ECU B et la batterie ''ECU-Backup'' ensemble via un fusible de 30A. Ceci afin de prévenir un arrêt total du moteur en cas de panne d'alternateur et de batterie principale déchargée.

En complément, une batterie sèche non-rechargeable est installée dans les appareils IFR. Cette batterie alimente comme source supplémentaire l'horizon artificiel et le lecteur de carte. Si l'interrupteur EMERGENCY se trouve sur ON, ces deux instruments seront alimentés pendant 1 heure, indépendamment des autres accessoires. A chaque inspection des 100 heures, le bon fonctionnement de cette batterie doit être vérifiée. Tous les 2 ans ou après utilisation (fil de sécurité rompu sur l'interrupteur), la batterie doit être remplacée.

Distribution :

L'énergie électrique est distribuée via la ''HOT BATTERIE BUS'', ''BATTERIE BUS'', ''ECU BUS'', ''MAIN BUS'',''ESSENTIAL BUS'',''AVIONIC BUS'' et ''ESSENTIAL AVIONIC BUS''.

HOT BATTERIE BUS :

La HOT BATTERIE BUS est reliée directement à la batterie principale via un fusible de 100 A installé dans le boîtier des relais de jonction, et ne peut être déconnectée de la batterie principale. La HOT BATTERIE BUS fournit du courant à la lampe lecture de carte et à la prise 12V qui sont protégées par leur propre fusible.

BATTERIE BUS :

La BUS BATTERIE est reliée à la batterie principale par le relais de batterie commandé par l'interrupteur ELECTRIC MASTER. La BUS BATTERIE fournit du courant à la BUS ECU, et une énergie directe pour le démarreur. Elle alimente aussi la BUS principale via un relais de puissance contrôlé par l'interrupteur ELECTRIC MASTER et l'interrupteur ESSENTIAL BUS. L'interrupteur ELECTRIC MASTER doit être sur ON et l'interrupteur ESSENTIAL BUS doit être sur OFF pour connecter la ''bus batterie'' à la BUS principale.

La BUS BATTERIE est ainsi reliée au circuit sortant de l'alternateur et au circuit entrant de la prise de parc.

ECU BUS:

La BUS ECU est reliée directement à la BUS BATTERIE et fournit de l'énergie aux ECU A et B via l'interrupteur moteur. Elle fournit donc de l'énergie pour recharger la batterie ECU-backup via un relais ''ECU alternate power''. L'interrupteur moteur doit être sur ON pour connecter les ECU A et B à la BUS ECU.

MAIN BUS (BUS principale) :

La BUS principale est reliée à la BUS BATTERIE via un relais de puissance. Elle fournit de l'énergie aux servitudes reliées directement dessus ainsi qu'aux servitudes de la BUS avionique via un relais AVIONIC MASTER. L'interrupteur AVIONIC MASTER doit être sur ON pour connecter la BUS principale à la BUS avionique. En conditions normales, la BUS principale est connectée à la BUS essentielle via un relais ESSENTIAL TIE. En cas de panne de l'alternateur, le pilote bascule sur ON l'interrupteur de la BUS essentielle (voir le chapitre 3.7.2 Panne du système électrique). Ceci sépare et isole la BUS principale et les servitudes qui s'y rattache de la BUS essentielle.

BUS ESSENTIELLE :

En conditions normales d'utilisation, la BUS ESSENTIELLE est connectée à la BUS principale via un relais ESSENTIAL TIE. L'ESSENTIAL BUS fournit de l'énergie électrique aux servitudes connectées à la BUS ESSENTIELLE et à la BUS ESSENTIELLE AVIONIQUE via le relais ESSENTIAL AVIONIC.
L'interrupteur AVIONIC MASTER doit être en position ON pour connecter la BUS ESSENTIELLE à la BUS ESSENTIELLE AVIONIQUE. En de panne de l'alternateur, le pilote doit mettre l'interrupteur ESSENTIAL BUS sur ON (voir chapitre 3.7.2-Panne du système électrique). Ceci séparera la BUS ESSENTIELLE de la BUS PRINCIPALE. La BUS ESSENTIELLE est alors connectée à la HOT BATTERIE BUS qui procure pendant un temps limité de l'énergie aux servitudes vitales en vue d'un atterrissage en toute sécurité. L'interrupteur-voyant BUS ESSENTIELLE s'allume en rouge lorsqu'il est en position ON.

SERVITUDES :

Les servitudes individuelles (par exemple, la radio, la pompe électrique de transfert carburant, les feux de position, etc…) sont connectées à la BUS appropriée via des disjoncteurs Breakers.

Les désignations et abréviations utilisées pour identifier les Breakers sont référencées au chapitre 1.5-Définitions et abréviations.

VOLTMETRE :

Le voltmètre indique la tension présente à la BUS ECU. En conditions d'opérations normales, la tension générée par l'alternateur est indiquée, sinon l'indication fournie sera celle de la batterie principale ou de la batterie ECU-Backup en fonction de celle qui est connectée à la BUS ECU.

AMPEREMETRE :

L'ampèremètre indique l'intensité du courant fournie par l'alternateur au réseau de bord.

PHARE DE TAXIAGE ET D'ATTERRISSAGE:

Les deux phares sont positionnés dans l'aile gauche, et chacune peut être allumé par un interrupteur (LANDING, TAXI). Ces deux interrupteurs sont situés dans la rangée d'interrupteurs sur la planche de bord.

FEUX DE POSITION ET FEUX ANTICOLLISION :

Les feux combinés de position et d'anticollision sont installés à chaque saumon d'aile. Chaque système est commandé par un interrupteur (POSITION, STROBE). Ces deux interrupteurs sont situés dans la rangée d'interrupteurs sur la planche de bord.

LAMPE PUPITRE :

Une lampe de grande surface (type Néon) est montée sous la casquette du tableau de bord. Cette lampe permet d'éclairer l'ensemble du tableau de bord aussi bien que les manettes, les interrupteurs… Un bouton rotatif (FLOOD) situé dans la partie gauche de la planche de bord, permet de mettre la lampe sous tension et de faire varier son intensité.

RETRO-ECLAIRAGE DES INSTRUMENTS DE BORD :

Un bouton rotatif (INSTRUMENT) situé dans la partie gauche de la planche de bord, permet de mettre le rétro-éclairage des instruments sous tension et d'en faire varier l'intensité.

RECHAUFFE PITOT :

La prise Pitot, alimente le circuit de pression statique et totale, elle est réchauffée par une résistance électrique. Un disjoncteur thermique dans la prise Pitot maintient la température constante automatiquement, et par sécurité un fusible thermique est monté dans cette prise Pitot.
Si ce fusible thermique est coupé, le réchauffage Pitot ne peut plus être allumé, l'alarme réchauffage Pitot s'illumine, et le réchauffage ne fonctionne plus.
Dans ce cas le système doit subir une opération d'entretien.

7.10.2 Unité de contrôle moteur ECU

Contrôle et régulation du moteur :

Les ECU surveillent, contrôlent et régulent tous les paramètres importants durant le fonctionnement du moteur.

Les capteurs installés sont :

- Température d'huile (système de lubrification du moteur) : OT
- Pression d'huile (système de lubrification du moteur) : OP
- Température du liquide de refroidissement : CT
- Température du régulateur : GT
- Vitesse de rotation (t/min) de l'arbre à cames (doublés)
- Vitesse de rotation (t/min) du vilebrequin (doublés)
- Pression de carburant dans le Common Rail
- Pression d'admission
- Température de l'air d'admission
- Pression d'air ambiant
- Pression d'huile du régulateur d'hélice
- Position de la manette de puissance moteur (doublés)
- Tension
- Signal ELECTRIC MASTER (démarreur)
- Pression d'essence
- Signal de basculement mode ECU
- Signal de basculement mode TEST

Selon les paramètres reçus et en comparaison avec les diagrammes caractéristiques programmés, les paramètres d'entrées sont calculés et transmis au moteur par les actionneurs suivants :

- Activation du démarreur
- Signal de commande pour la valve de pression du régulateur d'hélice
- Signal de commande pour la valve de régulation du Common Rail
- Signal pour chacun des 4 injecteurs
- Activation des bougies de préchauffage
- Signal de commande pour la valve Waste Gate

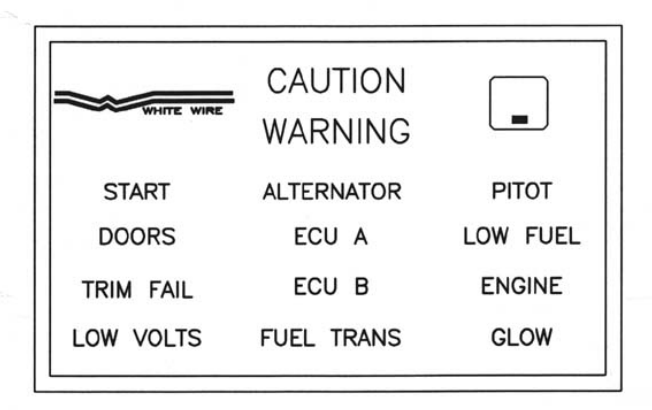
Les informations suivantes sont envoyées au panneau annonciateur installé sur la planche de bord :

- Bougies de préchauffage actives
- Etat de l'ECU A
- Etat de l'ECU B

Normalement, le moteur est régulé par l'ECU A. L'ECU B est un système de secours qui assure la redondance. En cas d'erreur interne, de perte d'un signal d'un capteur, le système bascule automatiquement vers l'ECU B. Si la perte d'un signal était la cause d'un défaut, le système revient automatiquement sur l'ECU A.



7.10.3 PANNEAU ANNONCIATEUR D' ALARMES (ALARME, DEFAUT ET VOYANTS D'ETAT)



Test du panneau d'alarme

Pendant la visite prévol les voyants du panneau d'alarme doivent être testés. Cette fonction est automatique après la mise sous tension, contacteur batterie sur marche(ON). Tous les voyants clignotent et l'alerte auditive s'éteint. En appuyant sur le bouton de test "acknowledge", les voyants s'éteignent, et une brève alerte sonore est entendue. Ce test permet la vérification du microprocesseur, des voyants et du signal sonore.

Le pilote peut effectuer le test en maintenant le bouton "acknowledge"pendant 2 secondes. Tous les voyants se mettent à clignoter et le signal sonore retentit continuellement.

Messages WARNING (alarme)

Un message d'alarme est indiqué par un signal sonore continu (entendu également dans le système d'intercom), le voyant rouge WARNING clignote et le voyant rouge associé au système affecté s'allume.

En appuyant sur le bouton "acknowledge" qui s'allume maintenant en vert, le signal sonore s'arrête , et le voyant WARNING (Alarme) s'éteint. Le voyant associé au système affecté ne clignote plus mais reste constamment allumé.



Alarme de porte et verrière (DOORS)

L'alarme de porte et/ou de verrière fonctionne quand la verrière avant et/ou la porte arrière n'est pas fermée ou verrouillée.

Alarme (WARNING)de démarreur(START)

L'alarme (WARNING) de démarreur fonctionne lorsque le démarreur reste enclenché. Cela arrive quand le pignon du démarreur reste engagé.

Cependant , pendant l'utilisation du démarreur, le voyant (START) reste allumé. Dans ce cas le voyant (WARNING) et l'alarme sonore ne seront pas activés.

La procédure à suivre en cas d'alarme de pression d'huile est donnée dans 3.7.2 DEFAUT DANS LE SYSTEME ELECTRIQUE.

Alarme (WARNING) de compensateur automatique (TRIM FAIL)

Le panneau d'alarme "White Wire" est prévu dans le DA 40 D pour l'installation d'un pilote automatique. Quand un pilote automatique est installé et prêt à l'utilisation, le message (TRIM FAIL) indique une panne du système de compensateur automatique du pilote automatique. Pour plus de détail, se reporter au supplément du manuel de vol (si installé).

Messages d'avertissement ("CAUTION")

Le message d'avertissement ("CAUTION") est indiqué par un signal sonore momentané (entendu dans le système d'intercom de l'avion), le voyant d'avertissement ("CAUTION") de couleur ambre clignote et le voyant ambre associé au système affecté clignote.

En appuyant sur le bouton "acknowledge", qui s'allume maintenant en vert, le signal sonore s'arrête , et le voyant WARNING (Attention) s'éteint. Le voyant associé au système affecté ne clignote plus mais reste constamment allumé.

Alarme de défaut alternateur (ALTERNATOR)

Le message de panne alternateur apparaît lorsque celui-ci est défectueux. La seule source électrique disponible à ce moment-là provient de la batterie.
La procédure à suivre en cas de panne d'alternateur est décrite au chapitre 4B.3.4-PANNE D'ALTERNATEUR.

Alarme de basse tension (LOW VOLTS)

L'alarme de basse tension fonctionne quand la tension de bord descend en dessous de 12,6 volts. Elle s'arrête quand la tension de bord remonte au dessus de 12,9 volts.

La procédure à suivre en cas d'alarme de basse tension est donnée dans 4B.3.1-DEFAUT BASSE TENSION (LOW VOLTS).

Alarme de défaut de boîtier de contrôle moteur (ECU A ou B)

Ce message apparaît en cas de défaut sur L'ECU A ou B.

Alarme de bas niveau de carburant (LOW FUEL)

Dés que le niveau de carburant utilisable dans le réservoir principal descend en dessous de 3 US gal (+2/-1 US gal) un message d'avertissement fonctionne.
L'indication est calibrée en vol horizontal à inclinaison nulle.
L' alerte "LOW FUEL" peut se déclencher pendant un virage en glissade, et au sol lors d' un virage.

Alarme de réchauffage Pitot (PITOT)

Le voyant (PITOT) fonctionne lorsque le réchauffage Pitot n'est pas en marche, ou quand il y a une panne du système de réchauffage Pitot.

Le voyant (PITOT) peut être également activé, lors d'une utilisation prolongée au sol du réchauffage Pitot dû au déclenchement d'un fusible thermique qui prévient la surchauffe de la sonde de Pitot. C'est une fonction normale du système. Après une période de refroidissement, le système sera automatiquement reconnecté.

Alarme de défaut paramètres moteur (ENGINE)

Ce message s'affiche si un paramètre moteur (Panneau AED 125 ou CE 125) est en-dehors de l'arc vert.
La procédure à suivre est indiquée au chapitre 4B.2- INDICATIONS D'INSTRUMENT EN DEHORS DE L'ARC VERT.

Lampes d'états (statuts)

Lampe de pompe de transfert carburant (FUEL TRANS)

Cette lampe est allumée tant que la pompe de transfert carburant est active.

Lampes de préchauffage moteur (GLOW)

Cette lampe est allumée tant que le système de préchauffage est actif.

7.11 SYSTEME PITOT-STATIQUE

La pression totale est mesurée sur le bord d'attaque de la prise Pitot située sous l'aile gauche. La pression statique est mesurée par deux orifices à l'arrière de la même prise. Des filtres protègent le circuit de la condensation et de la poussière, ils sont accessibles par l'emplanture de l'aile. La prise Pitot-statique est à réchauffage électrique.

De plus, une partie des N° de série dispose d'une statique de secours installée sur un côté du bas du tableau de bord. Ceci permet d'utiliser la statique cabine en cas de panne du système "Pitot statique".

7.12 AVERTISSEUR DE DECROCHAGE.

Si la vitesse descend en dessous de 1.1 fois la vitesse de décrochage, l'avertisseur de décrochage situé sur le tableau de bord sonne. Le son de l'avertisseur devient de plus en plus fort quand on se rapproche de la vitesse de décrochage. La succion opérée par un orifice sur le bord d'attaque de l'aile gauche déclenche l'avertisseur sonore. L'orifice de l'avertisseur de décrochage est signalée par un cercle de couleur rouge.

7.13 AVIONIQUE

Les équipements radio et navigation sont situés au centre du tableau de bord. Chaque manche est équipé d'un bouton de transmission. Il y a 4 prises de casque entre les deux sièges avants.

SECTION 8
MANUTENTION
PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Page

8.1. INTRODUCTION

La section 8 contient les procédures de manutention au sol et d'entretien recommandées par le constructeur. Le manuel d'entretien (Doc N° 6.02.01) donne la liste de certaines exigences en matière d'inspection et de maintenance, qui doivent être respectées si l'on veut que l'aéronef conserve les performances et la fiabilité qu'il avait à sa sortie d'usine.

8.2. PÉRIODICITÉ DES VISITES

Les travaux de maintenance sur la cellule doivent être effectués toutes les 50, 100, 200 et 1000 heures, sur le groupe moto-propulseur toutes les 50, 200, 500 et 1000 heures. Indépendamment du nombre d'heures effectuées dans l'année, une inspection annuelle doit être effectuée. Les check-lists d'inspections respectives sont consignées dans le manuel de maintenance de l'aéronef, chapitre 05.

Pour effectuer des opérations de maintenance sur le moteur ou l'hélice, les instructions du Manuel Utilisateur (en vigueur), les Instructions de Service, les lettres de Service et les Services Bulletins de TAE et MT-Propeller doivent être suivis. Pour les opérations sur la cellule, les check-lists et manuels d'inspections respectifs, les Services Bulletins et les Instructions de Service du manufacturier doivent être suivis.

ATTENTION

Une inspection particulière est exigée après:

- atterrissage dur.
- Choc sur l'hélice.
- Feu moteur.
- Foudroiement.
- Autres mal fonctions et dommages.

Les inspections particulières sont décrites dans le manuel d'entretien (Doc.6.02.01; Section 05-50).

8.3. MODIFICATIONS DE L' AVION ET REPARATIONS

Les modifications ou réparations de l'aéronef doivent être réalisées conformément aux indications contenues dans le manuel d'entretien (doc. N°. 6.02.01.) et seulement par un personnel qualifié.

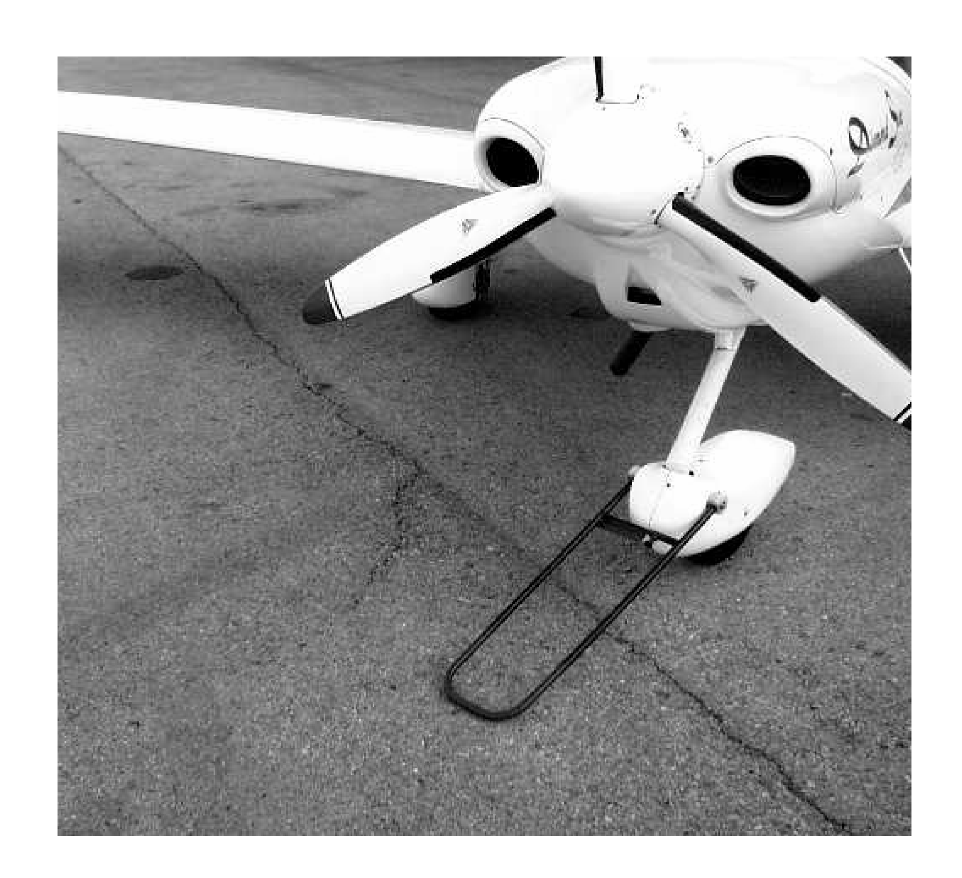
8.4. MANUTENTION AU SOL, TRANSPORT PAR ROUTE

8.4.1 MANUTENTION AU SOL SANS BARRE DE MANŒUVRE.

La roulette de nez suit les mouvements de l'aéronef. Pour plus de précision dans les changements de direction vous pouvez tirer sur le moyeu de l'hélice.
Pour déplacer l'aéronef en arrière vous pouvez appuyer sur la queue jusqu'à ce que la roue avant ne touche plus le sol .Cette méthode peut également être utilisée pour tourner l'aéronef sur place.

8.4.2 MANUTENTION AU SOL AVEC BARRE DE MANŒUVRE.

Pour pousser ou tirer l'avion au sol , il est recommandé d'utiliser une barre de manœuvre qui est disponible chez le constructeur. La barre de manœuvre est pliée à part, elle doit être engagée dans les trous appropriés du carénage de train avant comme montré sur la photo ci dessous. Les pions de blocage doivent être complètement engagés.





AVERTISSEMENT
La barre de manœuvre doit être retirée avant la mise en route du moteur

ATTENTION
La barre de manœuvre ne doit être utilisée que pour déplacer l'avion à la main. Après avoir déplacé l'avion , la barre de manœuvre doit être retirée.

REMARQUE
En poussant l'avion en arrière, la barre de manœuvre doit être maintenue fermement pour prévenir un braquage intempestif de la roue avant.

8.4.3 STATIONNEMENT.

Pour une courte immobilisation sur l'aire de stationnement, l'aéronef doit être orienté face au vent, freins serrés, et volets rentrés. Pour une durée de stationnement indéterminée avec des conditions de vent incertaines, l'aéronef doit être amarré au sol ou entreposé dans un hangar. Le stationnement dans un hangar est recommandé.

Verrouillage des gouvernes

Le constructeur fournit un système de verrouillage des gouvernes, qui permet de bloquer les commandes de vol. Il est recommandé d'utiliser ce système quand l'avion est stationné à l'extérieur, car autrement les gouvernes peuvent battre violemment contre les butées en cas de fort vent arrière. Cela peut provoquer des jeux excessifs et des endommagements.

AVERTISSEMENT
Le verrouillage des commandes de vol doit être retiré avant le vol

Le verrouillage des commandes de vol est installé comme indiqué ci dessous.

1. Tirer les palonniers à fond en arrière.
2. Engager le verrouillage des commandes de vol dans les pédales.
3. Engager le verrouillage des commandes de vol sur le manche, entourer le manche avec la sangle de verrouillage (1 tour)
4. Attacher la sangle est la tendre.

Pour enlever le verrouillage des commandes de vol, inverser la séquence.







8.4.4 AMARRAGE

L'étambot de l'aéronef est équipé d'un anneau qui peut être utilisé pour amarrer l'aéronef au sol.
Des anneaux servant à l'amarrage, de dimension métrique M8, peuvent être installés à chaque extrémité des ailes.

8.4.5. MISE SUR CHANDELLES

Les points de levage du DA 40 se situent des deux cotés du fuselage sous la nervure d'emplanture et sur l'étambot.

8.4.6. ALIGNEMENT

Pour l'alignement au sol, appuyez sur la queue de l'aéronef jusqu'à ce que la roulette de nez soit en l'air . Dans cette position le DA 40 peut être pivoté et aligné dans toutes les positions autour de son train principal. Après avoir aligné l'aéronef correctement, la roulette de nez peut être reposée doucement au sol.

8.4.7. TRANSPORT ROUTIER

Pour le transport de l'aéronef par la route il est recommandé d'utiliser une remorque. Tous les composants de l'aéronef doivent être stockés sur des surfaces préparées et attachés pour éviter tous mouvements pendant le transport.

1. *Fuselage:*

Le fuselage doit être sur les roues du train principal et de la roue du train avant. Il doit être correctement attaché pour éviter tous mouvements d'avant en arrière et vers le haut. De plus assurez vous qu'il y ait suffisamment de dégagement autour de l'hélice pour qu'elle ne soit pas endommagée si le fuselage bouge.

2. *Ailes:*

Pour le transport, les deux ailes doivent être démontées du fuselage.
Pour éviter toute détérioration, les ailes sont stockées verticalement sur le bord d'attaque, la nervure d'emplanture positionnée dans un support profilé et tapissé d'au moins 400 mm de hauteur. L'extrémité de l'aile (à environ 3m de la nervure d'emplanture) est posée dans un support profilé et tapissé d'au moins 300mm de hauteur.
Les ailes doivent être fixées pour éviter tout mouvement de glissement vers l'arrière.

3. *Plan fixe horizontal:*

La profondeur est stockée à plat dans la remorque, attachée avec des sangles, ou verticalement sur le bord d'attaque sur un support profilé. Toutes les surfaces de contact doivent être protégées avec de la moquette ou du plastique à bulles.

8.5 NETTOYAGE - ENTRETIEN

ATTENTION

L'appareil doit être gardé propre. Une surface brillante protège des effets de surchauffe dus à l'ensoleillement

ATTENTION

Un avion sale voit ses performances dégradées

8.5.1. SURFACES PEINTES

Le DA 40 D est entièrement recouvert d'une peinture deux composants blanche à l'épreuve du temps. Néanmoins, l'aéronef doit être protégé de l'humidité et des moisissures.
L'aéronef ne doit pas être stocké trop longtemps dehors. L'eau accumulée doit être retirée et les parties affectées doivent être séchées dans un endroit sec en les retournant plusieurs fois.

La poussière, les insectes, etc. peuvent être retirés avec de l'eau claire et si nécessaire avec un détergent doux. Pour les taches récalcitrantes vous pouvez utiliser un nettoyant pour peinture automobile. Nettoyez votre aéronef après chaque journée de vol, pour que les salissures ne s'incrustent pas.

Les traces d'huile, les traces d'échappement etc. sur le dessous du fuselage peuvent être enlevées avec un détergent à froid. Vérifier avant de commencer que le détergent n'abîme pas la peinture. Protégez la peinture de votre aéronef avec des produits du commerce automobile.

8.5.2. VERRIERE ET PORTE ARRIERE

Verrière et porte arrière doivent être nettoyées avec du PLEXICLEAR ou un autre nettoyant acrylique pour plexiglas disponible; autrement utiliser de l'eau tiède. Finir avec une peau de chamois propre ou un chiffon doux. Ne pas frotter à sec ou polisher le plexiglas.

8.5.2. HELICE

Les dommages et pannes en opération doivent être inspectés par un personnel qualifié.

Surface :

Le constructeur utilise de la peinture PU ou acrylique résistante à presque tous les solvants.
Les pales peuvent être traitées avec du nettoyant ou des produits de protection peinture vendus dans le commerce. Dans tous les cas, il faut éviter la pénétration d'humidité dans le bois. En cas de doute, consulter une personne compétente.

8.5.4. MOTEUR

Le nettoyage du moteur fait partie des inspections programmées.

8.5.5. INTERIEUR SIEGE ET MOQUETTE.

L'intérieur doit être nettoyé avec un aspirateur. Tous les objets libres (crayons, sacs, etc.) doivent être soigneusement rangés en sécurité.

Tous les instruments peuvent être nettoyés avec un chiffon doux et sec, les surfaces en plastique avec un chiffon humide sans produit nettoyant.

SECTION 9
ADDITIFS

Page

9.1 INTRODUCTION

La section 9 contient des informations sur les équipements additionnels (optionnels) du DA 40 D.

Sauf indication contraire, les procédures données dans les suppléments doivent être appliquées en plus des procédures données dans la partie principale du manuel de votre avion.

Tous les suppléments approuvés sont listés dans cette section.

Ce manuel de vol contient les suppléments correspondant exactement aux équipements montés en accord avec la liste de la section 6.5.

9.2 LISTE DES ADDITIFS

Avion S/N:	Immatriculation:		Date:		
Additif N°	**Titre**	**Rev. N°**	**Date**	**Applicable**	
				OUI	**NON**
A2	Intercomm, PM 1000 II **PS Engineering, Inc.**	0	11/11/02	□	□
A9	ADF, KR 87 Bendix /King	2	17/02/03	□	□
A10	DME, KN 62 A Bendix/King	2	17/02/03	□	□
A11	Indicateur de situation horizontale HSI KCS 55A Bendix King	3	17/02/03	□	□
A13	Pilote automatique KAP 140 **Bendix/King**	0	11/11/02	□	□
A17	COM / NAV / GPS GNS 430 GARMIN	2	17/02/03	□	□
A 18	Audio Panel, GMA 340 GARMIN	1	17/02/03	□	□
A 19	Transpondeur GTX 327 GARMIN	0	11/11/02	□	□
A 20	CDI,GI 106A **GARMIN**	0	11/11/02	□	□

Avion S/N:		Immatriculation:		Date:		
Additif N°	**Titre**	**Rev. N°**	**Date**	**Applicable**		
				OUI	**NON**	
A23	Panneau annonciateur GPS MD41-1488/1484 **MID CONTINENT**	1	20/12/02	□	□	
A24	Stormscope WX500	2	28/02/03	□	□	
A25	Boite de mélange GMA 340, VFR	1	20/02/03	□	□	
A26	COM/NAV/GPS GNS 430 (utilisation VFR) GARMIN	0	11/11/02	□	□	
A28	COM/NAV/GPS GNS 530 (utilisation VFR) GARMIN	0	20/03/03	□	□	
E3	Horizon artificiel AIM 1100-14LK (OD) **BF Goodrich**	1	14/03/02	□	□	
E4	Chronomètre digital Modèle 803 DAVTRON	0	11/11/02	□	□	
E5	Horizon artificiel LUN 1241 MIKROTECHNA	0	11/11/02	□	□	

Avion S/N:	Immatriculation:		Date:		
Additif N°	**Titre**	**Rev. N°**	**Date**	**Applicable**	
				OUI	**NON**
S1	Balise de détresse Modèle E-01 ACK	0	11/11/02	□	□
S2	Balise de détresse modèle JE2-NG JOLLIET	0	11/11/02	□	□
S3	Balise de détresse C-406-1 ARTEX	0	12/05/03	□	□

9.3 AMENDEMENTS

Il n'y a pas d'amendement à ce jour.